

Trabajo de Fin de Grado

**Grau d'Enginyeria en Tecnologies Industrials**

**ESTUDIO DEL FLUJO SOBRE UN  
ALERÓN**

**MEMORIA**

**Autor:** Alberto Alonso Esteve  
**Director:** Enric Trillas Gay  
**Convocatoria:** Septiembre 2017



Escola Tècnica Superior  
d'Enginyeria Industrial de Barcelona





## Resumen

Este proyecto consiste en estudio aerodinámico de un alerón y sus diferentes elementos aerodinámicos mediante el uso de programas CFD. A lo largo del proyecto se analizan dos perfiles alares diferentes y tras elegir uno de ellos se estudiara la influencia de incluir diversos apéndices aerodinámicos. Se llevaran a cabo análisis tanto en 2 como en 3 dimensiones de manera que uno de los objetivos principales de este proyecto es analizar las diferencias que existen entre los dos tipos de estudio. Por otro lado se tratará de entender y visualizar el comportamiento del flujo sobre cada uno de los diferentes modelos de alerón que se presentan.

El estudio comienza con un marco teórico en el cual se presentan todos los conceptos relacionados con la aerodinámica y la mecánica de fluidos necesarios para comprender el comportamiento del flujo. Tas esta introducción teórica se describen todos los elementos auxiliares que se estudiarán y se muestra su diseño realizado mediante el programa SolidWorks.

Por último se realiza el propio estudio aerodinámicos utilizando el programa ANSYS. El análisis en 2D se realiza mediante la versión ANSYS Fluent mientras que el análisis 3D se realiza con ANSYS CFX y en ambos casos se analizan en detalle todas las fases del estudio. Se realizaa una comparativa entre los resultados obtenidos en 2 y 3 dimensiones y también se compara cuantitativamente la influencia de cada elemento aerodinámico.

Con todos estos resultados podemos extraer unas conclusiones del proyecto. Se consigue encontrar las diferencias de los análisis bidimensionales y tridimensionales así como la causa de estas. Además se consigue reproducir correctamente el comportamiento de todos los elementos aerodinámicos lo que nos permite medir cuál de ellos ofrece un mejor rendimiento y así cumplir con los objetivos marcados al inicio del proyecto.

# Sumario

<b>RESUMEN</b>	<b>3</b>
<b>SUMARIO</b>	<b>4</b>
<b>1. GLOSARIO</b>	<b>7</b>
<b>2. PREFACIO</b>	<b>9</b>
2.1. Origen del proyecto .....	9
2.2. Motivación .....	9
2.3. Requerimientos previos .....	10
<b>3. INTRODUCCIÓN</b>	<b>11</b>
3.1. Objetivos del proyecto .....	11
3.2. Alcance del proyecto .....	11
3.3. Metodología .....	12
<b>4. MARCO TEÓRICO</b>	<b>13</b>
4.1. La aerodinámica .....	13
4.2. Estudios aerodinámicos .....	13
4.3. El alerón .....	15
4.4. Ecuaciones .....	16
4.4.1. Ecuación de la continuidad para un flujo incompresible .....	16
4.4.2. Principio de Bernoulli.....	16
4.5. Conceptos aerodinámicos .....	17
4.5.1. Fuerzas aerodinámicas.....	17
4.5.2. Números adimensionales .....	18
4.5.3. Coeficientes aerodinámicos .....	20
4.5.4. Eficiencia aerodinámica .....	22
4.5.5. Viscosidad y capa limite.....	22
4.6. Elementos aerodinámicos .....	25
4.6.1. El 'endplate' .....	25
4.6.2. 'Endplate' de F1 .....	26
4.6.3. Ranuras del 'endplate'.....	28
4.6.4. 'Flap' Gurney .....	28
4.6.5. 'Strakes' .....	29
<b>5. DISEÑO Y ELECCIÓN DEL PERFIL</b>	<b>31</b>
5.1. Elección del perfil.....	31



5.2. Diseño del ala y los elementos auxiliares .....	35
5.2.1. Ala simple.....	36
5.2.2. 'Endplate' .....	37
5.2.3. 'Strakes' .....	38
5.2.4. 'Flap Gurney' .....	39
5.2.5. 'Endplate' F1 .....	40
5.2.6. Ranuras del 'endplate' .....	41
<b>6. ANÁLISIS MEDIANTE CFD .....</b>	<b>42</b>
6.1. El CFD .....	42
6.2. Análisis .....	44
6.2.1. Análisis en 2D .....	44
6.2.1.1. Geometría .....	44
6.2.1.2. Mallado .....	45
6.2.1.3. Set up .....	57
6.2.1.4. Resultados .....	60
6.2.2. Análisis 3D .....	74
6.2.2.1. Geometría .....	74
6.2.2.2. Mallado .....	75
6.2.2.3. 'Setup' .....	79
6.2.2.4. Resultados .....	79
6.2.2.5. Análisis de fuerzas .....	98
<b>7. ANÁLISIS ECONÓMICO .....</b>	<b>103</b>
<b>8. IMPACTO AMBIENTAL .....</b>	<b>105</b>
<b>9. CONCLUSIONES .....</b>	<b>106</b>
<b>10. BIBLIOGRAFÍA .....</b>	<b>108</b>



# 1. Glosario

**Línea de corriente:** en mecánica de fluidos es el lugar geométrico de los puntos tangentes a los vectores de velocidad de las partículas de un fluido determinado en un instante  $t$  determinado.

**Compresibilidad de un fluido:** en mecánica de fluidos un flujo se clasifica como compresible o incompresible dependiendo de en qué medida varía la densidad del fluido durante ese flujo. Si esta se mantiene constante el fluido será incompresible mientras que si varía se define como compresible.

**Capa límite:** la capa límite de un fluido es la zona donde el movimiento de este se ve perturbado por la presencia de un sólido con el que está en contacto. La capa límite se entiende como aquella zona en la que la velocidad del fluido respecto al sólido está comprendida entre 0 y el 99% de la velocidad del fluido no perturbado.

**Dinámica computacional de fluidos (CFD):** o '*Computational Fluid Dynamics*' es la rama de la mecánica de fluidos que utiliza métodos numéricos para resolver y analizar problemas sobre el flujo de sustancias. Los ordenadores se utilizan para realizar millones de cálculos que simulan la interacción de líquidos y gases con superficies complejas.

**'Downforce':** fuerza vertical y en dirección al suelo que se traduce en un mayor agarre de los neumáticos. Su objetivo es impedir que el coche sobrevire en el paso por curva.

**$C_D$ :** coeficiente de resistencia al avance

**$C_L$ :** coeficiente de sustentación

**'Motorsport':** conjunto de disciplinas deportivas en las que se utilizan un vehículo propulsado a motor para competir en un circuito.

**Semejanza geométrica:** entre modelo y prototipo existe semejanza geométrica cuando las relaciones entre todas las dimensiones correspondientes u homólogas en modelo y prototipo son iguales.

**'Flap':** en aeronáutica, elemento aerodinámico que al utilizarlo aumenta la capacidad de sustentación del ala que lo utiliza.



## 2. Prefacio

### 2.1. Origen del proyecto

El mundo del motor ha vivido en los últimos años un aumento de notoriedad en nuestra sociedad. Pilotos como Fernando Alonso o años atrás Carlos Sainz en el mundo de los rallyes han dado a conocer deportes que hasta entonces no destacaban en nuestro país. Paralelamente en el motociclismo ha ocurrido lo mismo, desde Alex Crivillé hasta el día de hoy, decenas de pilotos españoles nos han dado muchas alegrías con sus victorias.

Si uno piensa en deportes de motor esta automáticamente pensando en ingeniería llevada al límite. Podríamos dividir la ingeniería de un vehículo de competición en 3 partes: la mecánica, la electrónica y la aerodinámica. Todas ellas llevadas a su máximo exponente dan resultados alucinantes a los ojos de cualquiera como son los coches de F1 o las increíbles Moto GP.

La parte aerodinámica es quizá la que podemos ver más simple pero desde luego es fundamental para que un coche de competición rinda al máximo. En un Formula1 encontramos centenares de elementos aerodinámicos que de no ser por ellos sería imposible exprimir toda la potencia de los monoplazas.

Pese a contar con tantos, todos ellos tienen una función importante, y el poder comprender y cuantificar en qué medida mejoran cada uno de ellos el rendimiento del coche es un desafío apasionante. Es por eso que el origen de este proyecto no es más que el afán por entender el funcionamiento de todos esos elementos aerodinámicos, en concreto los de un alerón trasero, que hacen posible que los coches vuelen sobre la pista.

### 2.2. Motivación

Si juntamos la curiosidad ingenieril con la afición por el mundo del motor seguro se nos plantean muchísimas preguntas. Cursando la carrera de ingeniería industrial he podido adquirir conocimientos de mecánica de fluidos que no han hecho más que aumentar mi curiosidad acerca de, en este caso, el funcionamiento aerodinámico de los vehículos de competición. Justamente por eso el proyecto se centra en el estudio aerodinámico de un elemento común en la mayoría de coches y monoplazas, el alerón trasero.

Un alerón trasero puede ser desde un elemento muy simple hasta una verdadera obra de la ingeniería. Con el paso del tiempo se han ido añadiendo elementos auxiliares a los alerones para aumentar su eficiencia. Gracias a las herramientas informáticas con las que contamos

en la actualidad, es posible simular el comportamiento de todos ellos antes de probarlos en un circuito.

Estas simulaciones son posibles gracias al CFD y el hecho de haber cursado una asignatura centrada en este tema supone un grado más de motivación a la hora de llevar a cabo todos estos estudios aerodinámicos sobre un alerón.

### **2.3. Requerimientos previos**

Estar familiarizado con los elementos aerodinámicos de un vehículo de competición siempre es buen punto de partida. Entender el funcionamiento de alerones o difusores en un monoplaza nos servirá de ayuda en el momento de realizar el estudio puesto que sabremos de antemano y de manera aproximada como deberían funcionar esos elementos.

Tener conocimiento sobre mecánica de fluidos será algo primordial ya que cualquier concepto aerodinámico se basa en dicha mecánica. Sin ella no es posible entender conceptos tan importantes en el flujo sobre un alerón como puede ser, por ejemplo, la capa límite.

Por otra parte el estudio se realizara con programas de simulación de fluidos por lo que los conocimientos sobre CFD serán sumamente importantes a la hora de entender cómo se realizan los cálculos y en qué condiciones se debe realizar cada estudio. Para este proyecto se ha utilizado el programa Solidworks© y tanto ANSYS© Fluent como ANSYS© CFX por lo que se ha requerido cierto conocimiento sobre dichos programas.

## 3. Introducción

### 3.1. Objetivos del proyecto

El objetivo principal de este proyecto es el diseño y posterior estudio aerodinámico de un alerón trasero. Se estudiara la influencia de diferentes elementos auxiliares o apéndices aerodinámicos bajo diferentes condiciones de trabajo con el objetivo de determinar cuáles son los más beneficiosos a nivel de eficiencia aerodinámica. Por último, para aquellos elementos que mejoren el rendimiento del alerón, se intentara realizar alguna modificación que mejore aun mas su eficiencia.

Además, se realizará un estudio sobre diferentes modelos de simulación, para poder determinar cuál de ellos ofrece resultados más precisos al simular un flujo de aire sobre un alerón. Sera muy importante dar con un modelo que nos permita extrapolar los datos a la realidad y así realizar un estudio solido.

Un objetivo no menos importante será estudiar las diferencias que existen entre las simulaciones mediante CFD en 2 y 3 dimensiones. Sera importante por tanto determinar si los resultados obtenidos a partir de simulaciones en 2D, con las simplificaciones que eso conlleva, se acercan a la realidad o si por lo contrario es necesario un análisis 3D para obtener resultados fiables.

### 3.2. Alcance del proyecto

En este proyecto se pretende, a partir de un alerón simple, estudiar cómo afectan diferentes elementos aerodinámicos. Este alerón no será específico de ningún coche ni de ninguna competición de manera que no se pretende obtener unos resultados en concreto. Lo que se pretende es poder ver las diferencias que provoca cada uno de los elementos auxiliares en el rendimiento del alerón y todo ellos a partir de un modelo de simulación fiable.

Se proporcionará información acerca de los conceptos aerodinámicos y de mecánica de fluidos que intervengan en el estudio y que sean necesarios para comprender el funcionamiento de cada elemento del alerón. Todos estos elementos aerodinámicos serán de uso común en cualquier competición de '*motorsport*' aunque alguno de ellos se estudiara también en su versión específica utilizada solo en monoplazas.

### 3.3. Metodología

Todo las simulaciones del proyecto, como ya he comentado anteriormente, se llevaran a cabo con el programa ANSYS. Para realizar un buen estudio es importante partir de un modelo fiable. Para ello una parte esencial será realizar un buen mallado. Se estudiarán las diferentes herramientas que ofrece este programa, para dar con un mallado que permita captar todos los fenómenos que puedan ocurrir.

Llegados a este punto se partirá de 2 alas diferentes extraídas de la base de datos '*airfoiltools*'. Tras realizar un análisis 2D se escogerá la que ofrezca mejor rendimiento. Sobre esta se realizará un análisis en 3D y se irán añadiendo elementos auxiliares y combinaciones de ellos para determinar su influencia tanto cuando actúan solos como cuando se combinan con otros.



## 4. Marco Teórico

### 4.1. La aerodinámica

La aerodinámica es la rama de la mecánica de fluidos que se ocupa del movimiento del aire y otros fluidos gaseosos, y de las fuerzas que actúan sobre los cuerpos que se mueven en dichos fluidos. La presencia de un objeto en movimiento dentro de un fluido gaseoso, produce una modificación en el reparto de presiones y velocidades de las partículas del fluido y como consecuencia se originan fuerzas de sustentación y resistencia. Si se modifica uno de los dos valores, ya sea presión o velocidad, el otro se modifica automáticamente en sentido opuesto.

En el mundo del *'motorsport'* la aerodinámica se utiliza para mejorar el rendimiento del vehículo. De esta manera se puede llevar el coche hasta límites que no sería posible alcanzar sin la actuación de las fuerzas aerodinámicas. Con la aerodinámica se busca principalmente reducir la resistencia al avance del vehículo y generar *"downforce"* o lo que es lo mismo una fuerza perpendicular al suelo y en dirección a este.

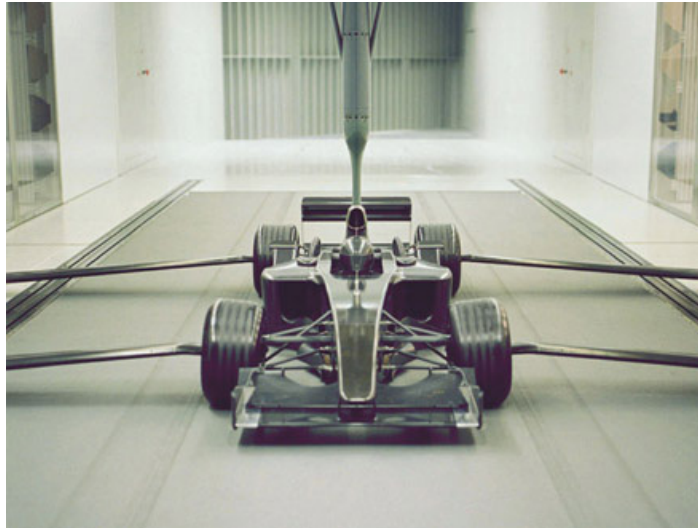
Reduciendo la resistencia al avance se consigue que los vehículos puedan alcanzar mayores velocidades sobre todo en las rectas donde se consigue alcanzar una velocidad punta superior. Generar *"downforce"* o carga aerodinámica no tiene otro objetivo más que pegar el coche al suelo. Al aumentar la fuerza que realizan los neumáticos sobre el suelo se consigue mayor tracción y agarre evitando que el coche pierda adherencia en las curvas. Sin los alerones, un Formula 1 sería incapaz de trazar las curvas a la velocidad que lo hacen actualmente.

### 4.2. Estudios aerodinámicos

Para conseguir coches con mucha carga aerodinámica pero poca resistencia al avance, son necesarias carrocerías y elementos aerodinámicos muy complejos. Como ya se ha dicho anteriormente, construirlos y ensayarlos directamente sobre el vehículo no es un procedimiento viable ya que tendría un coste elevadísimo. Además el tiempo necesario para obtener resultados es muy largo y ningún equipo de competición se lo podría permitir.

Existen dos maneras de realizar ensayos aerodinámicos con una inversión menor tanto en dinero como en tiempo. Por un lado encontramos los túneles de viento y por el otro los programas CFX.

El primero de ellos consiste en hacer circular aire a través de un conducto gracias a un ventilador axial que propulsa el aire. La maqueta o modelo que se desea ensayar se sitúa en el interior del conducto y se dota de todos los sensores necesarios para recoger los datos que se buscan. Normalmente lo único que se mueve en un túnel de viento es el aire sin embargo, si hablamos de aerodinámica en vehículos esto no es así. Para que las pruebas sean lo mas próximas a la realidad el vehículo suele situarse sobre un suelo en movimiento y así poder simular el movimiento de las ruedas sobre el asfalto.



*Figura 4.1 Coche de F1 en un túnel de viento [1]*

En conclusión un túnel de viento, aplicado en el mundo del '*motorsport*', sirve para conocer el comportamiento aerodinámico de un coche. Los datos que normalmente se extraen son fuerzas y coeficientes aerodinámicos así como centros de presiones y momentos aerodinámicos.

El otro método que se ha comentado es el utilizado en este proyecto. La dinámica computacional de fluidos ( o CFD de sus siglas en ingles: '*computational fluid dynamics*') es el área de la ciencia que trata sobre la simulación numérica de flujos fluidos, transferencia de calor y otros fenómenos relacionados. El CFD surge de combinar dos disciplinas diferentes: mecánica de fluidos y el cálculo numérico. Las ecuaciones que rigen el flujo tienen su origen en la mecánica de fluidos mientras que estas se resuelven por medio de diferentes métodos numéricos.

Este método permite resolver problemas muy complejos en un tiempo realmente pequeño. El proceso de todos los programas CFX consta de tres partes que más adelante se explicaran en detalle: Pre proceso, resolución y post-proceso o análisis de resultados. Una de la ventajas de este método es que nos permite corregir cualquier error de diseño o de '*set up*' cambiando unos parámetros del programa. Esto agiliza mucho todo el proceso de simulación y hace que sea el método idóneo para llevar a cabo este proyecto.

### 4.3. El alerón

A lo largo de la historia la aerodinámica en los vehículos ha aumentado su nivel de complejidad. Los primeros vehículos de competición centraron su interés en reducir la resistencia al avance del vehículo. Con este objetivo los coches empezaron a adquirir forma de punta y como consecuencia más aerodinámicos, con formas más suaves, y a ser cada vez más bajos. El objetivo era hacer los coches más rápidos pero solo se conseguía mejorar la velocidad en las rectas.

En la década de los 60 se introdujeron los primeros elementos aerodinámicos que pretendían generar fuerzas de sustentación. El objetivo principal de un alerón es generar una fuerza vertical en dirección al suelo que permita al coche trazar las curvas a una velocidad mayor. Al haber más fuerza entre los neumáticos y el suelo el grip es mucho mayor. 'Chaparral Cars' fue el primer equipo de automovilismo en colocar un alerón en sus coches. Este equipo compitió en campeonatos norteamericanos desde principios de los 60 hasta 1982 ganando en este tiempo multitud de carreras. Fue en el año 66 que presentaron el mítico 'Chaparral 2E' con un característico y singular alerón que se elevaba muy por encima de la cabeza del piloto. [2]



Figura 4.2 Chaparral 2E [3]

Fue a partir de entonces y tras corroborar la mejora de rendimiento que se obtenía, que se empezaron a utilizar alerones de forma habitual en todas las competiciones. Hoy en día los alerones son partes muy complejas de un vehículo de competición. Ya no son solo un ala invertida, como el emblemático alerón del Chaparral, sino un conjunto de elementos estudiados al detalle que hacen fluir el aire de la manera correcta para obtener el mayor "downforce" posible y provocar la menor resistencia al avance.

## 4.4. Ecuaciones

Para entender las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre la superficie de un alerón, cuando se hace circular un flujo de aire sobre él, es necesario conocer 2 principios de mecánica de fluidos. Estos son el principio de Bernoulli y la ecuación de la continuidad.

### 4.4.1. Ecuación de la continuidad para un flujo incompresible

La ecuación de la continuidad no es más que un caso particular de la conservación de la masa. Todos sabemos que la masa no se crea ni se destruye, de la misma manera se puede aplicar este concepto a un fluido que circula por un conducto. Esta ecuación se basa en que el caudal del fluido debe mantenerse constante a lo largo de toda la conducción siempre que no haya entradas ni salidas adicionales. Es decir la masa que atraviesa una sección por unidad de tiempo se mantiene constante. [4]

Además sabiendo que el caudal es producto de la superficie de la sección del conducto por la velocidad a la cual este circula, tendremos que para cualquier punto de un mismo conducto se debe cumplir que:

$$Q_1 = Q_2 \rightarrow A_1 \cdot V_1 \quad (\text{Ec. 4.1})$$

Donde Q es el caudal, V la velocidad del fluido y A la sección del conducto en ese punto. Además se deduce que si reducimos la sección la velocidad aumenta y viceversa.

### 4.4.2. Principio de Bernoulli

En este caso el principio de Bernoulli se basa en el principio de la conservación de la energía. Igual que pasa con la masa la energía tampoco se puede crear ni destruir. Un flujo contiene energía en dos formas, cinética debida a la velocidad y energía potencial en forma de presión. Teniendo en cuenta que la energía debe conservarse si una aumenta la otra debe disminuir.

Bernoulli planteo la siguiente ecuación para dos puntos de una misma línea de corriente de un flujo incompresible, no viscoso y de caudal constante:

$$\frac{P_1}{\rho g} + \frac{v_1^2}{2g} + z_1 = \frac{P_2}{\rho g} + \frac{v_2^2}{2g} + z_2 + h_{f1-2} + h_m \quad (\text{Ec. 4.2})$$

Presión dinámica, estática y altura del fluido 1 en el punto 1 debe ser igual a la presión dinámica, estática y altura del fluido 2 en el punto 2 teniendo en cuenta las posibles

pérdidas por fricción o debidas a elementos singulares y el trabajo aportado por bombas o consumido por turbinas.

Si pensamos ahora en un flujo horizontal, como en el caso de este proyecto, y además eliminamos las pérdidas y el trabajo externo obtenemos la ecuación de Bernoulli sin rozamiento:

$$\frac{P}{\rho g} + \frac{v^2}{2g} = \text{constante} \quad (\text{Ec. 4.3})$$

Aquí podemos observar claramente como si reducimos la presión la velocidad tiene que aumentar y viceversa para cumplir con el principio. Gracias a este fenómeno se generan las fuerzas necesarias para mantener un avión en el aire o para generar "downforce" con un alerón. [5]

## 4.5. Conceptos aerodinámicos

### 4.5.1. Fuerzas aerodinámicas

Gracias al principio de Bernoulli hemos visto como al aumentar la velocidad disminuye la presión y viceversa. La sección de un perfil alar está pensada para reducir la sección del flujo en una de sus caras de manera que este se acelera. En la cara opuesta, según la geometría del perfil, el flujo mantiene su velocidad o la disminuye si la sección del flujo aumenta. En la siguiente ilustración se puede observar cómo se generan velocidades diferentes sobre el perfil.

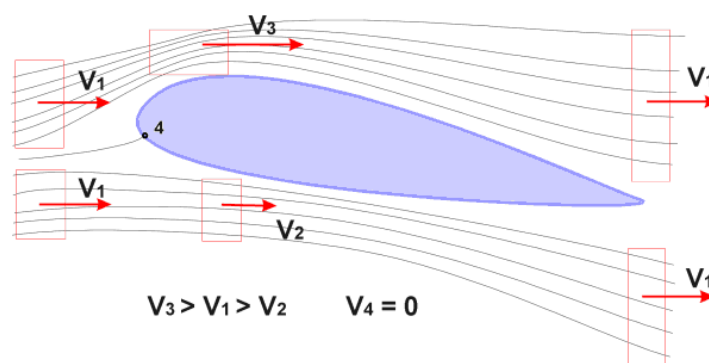


Figura 4.2 Distribución de velocidades sobre un perfil alar [6]

Esta diferencia de velocidades, que gracias a Bernoulli ahora sabemos que implica una diferencia de presiones, genera una fuerza perpendicular a la dirección del flujo que recibe el nombre de fuerza de '*lift*'. La zona del perfil con mayor velocidad tiene menor presión que la otra cara y al haber una diferencia de presiones se genera la fuerza ya comentada.

Esta fuerza aerodinámica no solo está formada por la componente perpendicular al flujo. Existe otra componente que posee la misma dirección del flujo y mismo sentido que es la fuerza de resistencia al avance o fuerza de '*drag*'. Esta fuerza es la que se opone al avance de cualquier cuerpo a través del aire y es debida a que las partículas de fluido viscoso se enganchan a la superficie del cuerpo. En la siguiente figura se puede observar la descomposición de la fuerza aerodinámica en sus dos componentes y también la fuerza resultante sobre un perfil alar.

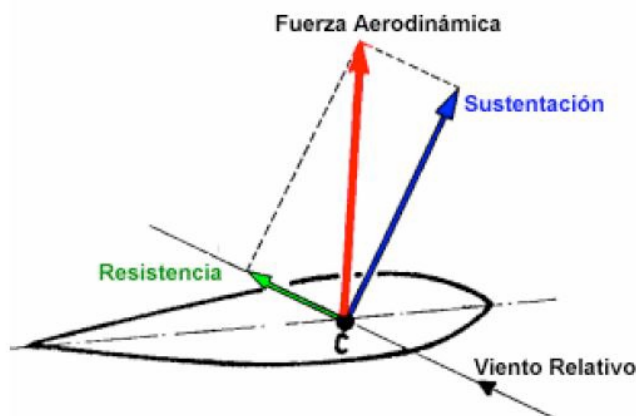


Figura 4.3 Fuerza aerodinámica sobre un perfil alar [7]

En un alerón la fuerza que se genera es en dirección al suelo y eso simplemente es debido a que el perfil se posiciona de forma opuesta a la del perfil de un ala de avión. La cara por la que fluye aire a mayor velocidad en este caso es la inferior. Así se consigue generar anti sustentación o lo que es lo mismo carga aerodinámica.

Modificando el Angulo de ataque del perfil se consiguen variaciones de sección mas bruscas consiguiendo una mayor diferencia de presiones sobre el perfil. Esta mayor diferencia de presión se traduce en una fuerza de sustentación mayor pero consecuentemente la fuerza de resistencia al avance también aumenta. Es fácil suponer que se buscara la mayor sustentación posible pero sin que la resistencia al avance perjudique demasiado.

#### 4.5.2. Números adimensionales

Previo paso a hablar de los coeficientes aerodinámicos es importante conocer que son los números adimensionales. Estos son números que no poseen unidades físicas que los

definan y que por lo tanto pueden considerarse puros. Los números adimensionales se definen a partir de cocientes o productos de variables que si tienen unidades pero de manera que todas ellas acaban simplificándose. [8] y [9]

Los números adimensionales más importantes en el caso de este proyecto son el número de Reynolds y el número de Mach relacionados respectivamente con la turbulencia del fluido y con su compresibilidad.

El número de Reynolds se define como:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu} \quad (\text{Ec. 4.4})$$

$\rho$ : densidad del fluido ( $\text{kg/m}^3$ )

$V$ : velocidad característica del fluido ( $\text{m/s}$ )

$L$ : longitud característica del sistema, en el caso de un perfil alar su cuerda ( $\text{m}$ )

$$Re = \frac{V \cdot D}{\nu} \quad (\text{Ec. 4.5})$$

$\mu$ : viscosidad dinámica del fluido ( $\text{kg/(m}\cdot\text{s)}$ )

$\nu$ : viscosidad cinemática del fluido ( $\text{m}^2/\text{s}$ )

El número de Reynolds nos permite diferenciar entre flujos laminares o turbulentos. Un flujo laminar podría considerarse aquel que es ordenado, estratificado y suave. El turbulento en cambio se da de forma caótica, las partículas se mueven desordenadamente y las trayectorias de las partículas son completamente aleatorias.

Gracias al número de Reynolds podemos decir que por debajo de  $5 \cdot 10^5$  Reynolds el flujo se consideraría de régimen laminar mientras que por encima de este valor de Reynolds este sería siempre turbulento. En nuestro caso se trata de un flujo de alrededor de 1.000.000 de Reynolds y por lo tanto turbulento. En la siguiente figura podemos ver la diferencia entre un flujo turbulento y otro laminar y su correspondiente perfil de velocidades.

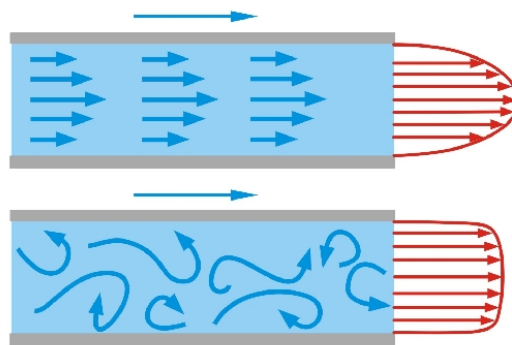


Figura 4.5 Perfil de velocidades de un flujo laminar (arriba) y uno turbulento (abajo) [10]



Por último es importante hablar del número de Mach. El número de Mach se define como el cociente entre la velocidad del fluido y la velocidad a la que circula el sonido siendo este igual a 1 cuando el fluido circula a 340 m/s si es el caso del aire. Su fórmula es la siguiente:

$$Ma = \frac{v}{V_s} \quad (\text{Ec. 4.6})$$

v: velocidad del objeto (m/s)

Vs: velocidad del sonido en el medio físico  
en el que se transmite (m/s)

El número de Mach nos permite distinguir si el flujo con el que se trabaja es compresible o incompresible. Por debajo de Mach 0.3, es decir velocidades pequeñas comparadas con la del sonido, el fluido se considera incompresible. En cambio por encima de 0.3 Mach el fluido se considera compresible y por lo tanto se debería tener en cuenta los cambios en la densidad del fluido. En este proyecto el fluido se considerará incompresible ya que se trabaja en un rango de velocidades de entre 150 y 300 km/h.

#### 4.5.3. Coeficientes aerodinámicos

Para poder expresar las fuerzas que actúan sobre un perfil, comentadas anteriormente, de la manera más general posible y con el objetivo de obtener datos universales de ensayos realizados a escala, es adecuado expresar las fuerzas en función de coeficientes adimensionales. De esta manera se consigue eliminar la influencia del terreno. Sin embargo, al tratarse el aire de un fluido compresible y viscoso, se comprueba experimentalmente que el coeficiente de sustentación máximo y las características de resistencia del perfil dependen también de la velocidad del fluido que rodea al perfil. Un análisis más detallado de la ecuación del movimiento nos llevaría a tener en cuenta otros parámetros adimensionales pero en el caso de estudio de este proyecto los más importantes son el número de Mach y el número de Reynolds. Podremos comparar los resultados de un perfil con otro geoméricamente semejante, siempre que el fluido en ambos tenga el mismo régimen de turbulencia según el número de Reynolds. Por otro lado el número de Mach deberá mantenerse en el intervalo de fluido compresible o incompresible dependiendo del flujo que se esté tratando, pero siempre deberán compartir el mismo régimen igual que pasa con el número de Reynolds.

De esta manera, los coeficientes aerodinámicos de dos perfiles geoméricamente semejantes con iguales números de Mach y Reynolds serán igual y por lo tanto es posible, realizando un único ensayo, describir el comportamiento de perfiles de cualquier tamaño. Por último para poder expresar los coeficientes de fuerzas es necesario recordar un



concepto. La presión dinámica, como ya se ha comentado anteriormente, es la presión del fluido debido a la velocidad que este posee y se expresa como:

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (\text{Ec. 4.7})$$

Ahora si podemos definir los coeficientes de sustentación y de resistencia al avance como:

$$C_D = \frac{F_D}{q \cdot A} = \frac{F_D \cdot 2}{\rho \cdot V^2 \cdot A}$$

(Ec. 4.8)

$$C_L = \frac{F_L}{q \cdot A} = \frac{F_L \cdot 2}{\rho \cdot V^2 \cdot A}$$

(Ec. 4.9)

Donde  $C_L$  y  $C_D$  son los coeficientes de '*lift*' y '*drag*' respectivamente,  $F_L$  y  $F_D$  las fuerzas de sustentación y resistencia al avance,  $\rho$  y  $V$  la densidad y velocidad del fluido y por último  $A$  es el área de referencia. Este área varía en función del objeto o cuerpo con el que se trabaja pero en nuestro caso este área será el área en planta del perfil, es decir, la cuerda de este multiplicada por el ancho del perfil. Esta área se utilizara tanto para calcular el coeficiente de '*drag*' como de '*lift*'.

Como se puede observar en las ecuaciones 4.8 y 4.9, los coeficientes guardan proporcionalidad directa con las fuerzas de manera que, a mayor fuerza aerodinámica mayor será su coeficiente. De esta manera podemos decir que perfiles con coeficientes elevados generaran fuerzas aerodinámicas también elevadas. En el caso de un alerón utilizado en un automóvil de competición lo que interesa es que este genere mucho '*downforce*' pero sin penalizar demasiado la resistencia al avance. Por lo tanto se buscara un perfil que nos proporcione un coeficiente de '*lift*' muy elevado pero con un coeficiente de '*drag*' relativamente pequeño.






Shape		Drag Coefficient
Sphere		0.47
Half-sphere		0.42
Cube		1.05
Streamlined Body		0.04
Streamlined Half-body		0.09

Figura 4.6 Coeficiente de '*drag*' de una esfera, un cubo y un perfil alar [11]

#### 4.5.4. Eficiencia aerodinámica

Según la real academia de ingeniería la eficiencia aerodinámica se define como el cociente entre la sustentación y la resistencia aerodinámica. Dicho de otra manera es la relación que existe entre la fuerza que se genera en dirección vertical y la que se genera en dirección horizontal. Basándonos en la definición un cuerpo será más eficiente aerodinámicamente hablando cuanto mayor sea la fuerza de 'lift' y menor la de 'drag' que es lo que hemos comentado anteriormente que buscamos. Por lo tanto lo que se busca en realidad es un alerón que sea eficiente. [12]

Como la fuerza de 'drag' y de 'lift' se definen a partir de los mismos parámetros podemos definir la eficiencia tanto a partir de sus coeficientes aerodinámicos como de las propias fuerzas. Por lo tanto la eficiencia aerodinámica se podría expresar de la siguiente forma:

$$f = \frac{F_L}{F_D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (\text{Ec. 4.10})$$

Donde como ya se ha comentado  $F_L$  y  $F_D$  son las fuerzas de 'drag' y 'lift' y  $C_L$  y  $C_D$  los coeficientes de 'drag' y 'lift'.

#### 4.5.5. Viscosidad y capa limite

La viscosidad de un fluido podría definirse como la resistencia que presenta un fluido a deformarse, es decir la resistencia que presentan sus moléculas para separarse unas de otras. Es esta viscosidad precisamente la responsable de que se creen tensiones de cizalla al circular un fluido alrededor de un cuerpo. Las moléculas de fluido en contacto con el cuerpo querrán desplazarse a su misma velocidad mientras que el resto del fluido no lo hará. Por lo tanto se creará una tensión de cizalla entre el sólido y el fluido y un gradiente de velocidades en la zona de fluido cercana a la superficie del cuerpo. Estas tensiones producen fricción y reducen la velocidad relativa entre el fluido y el cuerpo. [13]

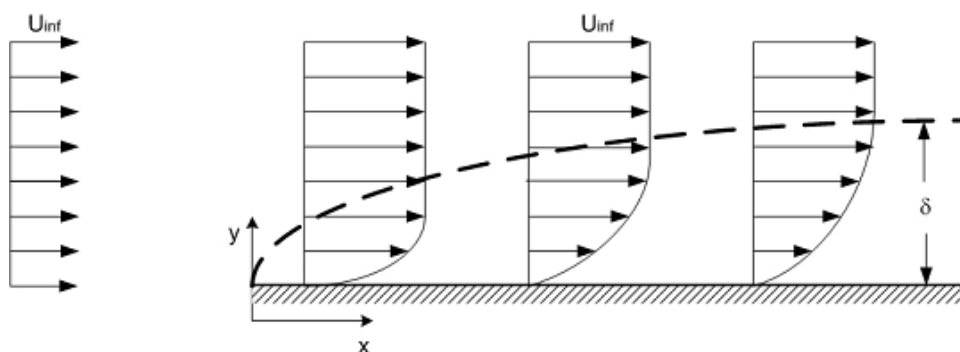


Figura 4.7 Perfil de velocidades de un fluido viscoso sobre una placa plana [14]

Este gradiente de velocidades que se produce es lo que conocemos con el nombre de capa límite. Las partículas de fluido en contacto con la superficie del cuerpo tienen velocidad relativa a este igual 0 y se produce una variación en el movimiento de las líneas de corriente más cercanas a esta superficie.

En la figura 4.7 se puede observar claramente el fenómeno de la capa límite a través del perfil de velocidades de un fluido sobre una placa plana y como el punto en contacto con esta posee velocidad nula. A medida que nos alejamos de la placa en dirección vertical la velocidad va aumentando hasta llegar a la velocidad a la que se mueve la parte de fluido que no se ve afectada por las tensiones comentadas anteriormente.

En el caso de una placa plana la capa límite permanecerá inalterable siempre i cuando no se aplique un gradiente de presiones adverso, es decir, creciente en el sentido del flujo. Sin embargo existen geometrías que favorecen la aparición de un gradiente de presiones adverso de forma natural. Si pensamos en la superficie de un perfil alar o un alerón entenderemos el porqué. Cuando el fluido circula sobre la sección pequeña o extradós este va aumentando su velocidad hasta llegar al punto de máximo espesor del perfil. Es a partir de este punto cuando al aumentar la sección el fluido tiende a perder velocidad dejando atrás puntos que poseen menor presión. Esta diferencia de presiones o gradiente adverso puede provocar que el fluido recircule dando lugar al desprendimiento de la capa límite.

En la figura 4.8 se puede observar el fenómeno descrito anteriormente y como la curvatura provoca el desprendimiento de la capa límite. Evidentemente las condiciones de flujo influyen sobre el momento en que esta se desprende o en si llega a desprenderse.

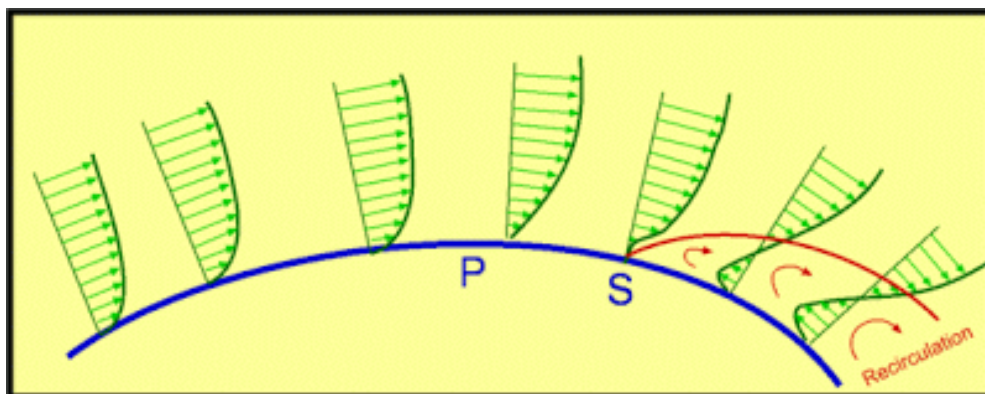
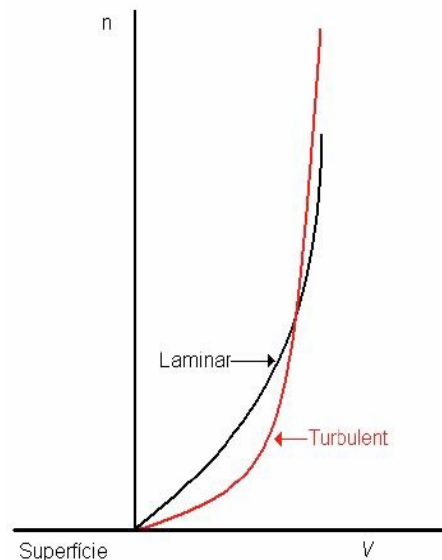


Figura 4.8 Desprendimiento de capa límite [15]

Podemos diferenciar dos tipos de capa límite, laminar o turbulenta, y cada una de ellas presenta características diferentes. Para poder entender como es cada una la mejor manera es hacerlo a través de la siguiente figura:

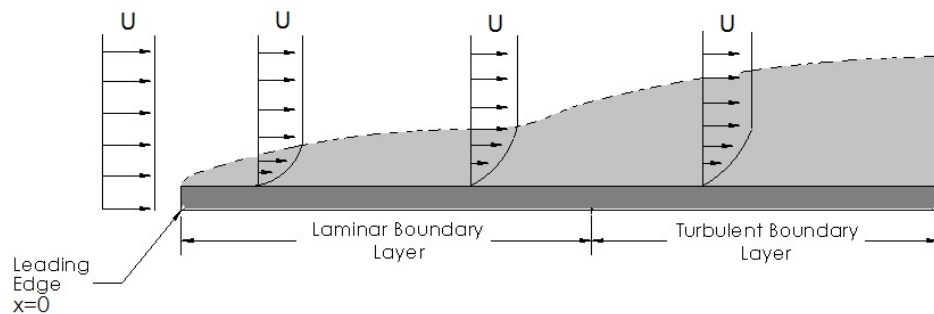


*Figura 4.9 Perfil de velocidades de un flujo laminar y de otro turbulento [16]*

Aquí se muestran los perfiles de velocidad de ambas capas límite. Como se puede observar la turbulenta es más gruesa pero el aumento de velocidad a medida que nos alejamos de la superficie es más brusco que en el caso laminar. Además como el fluido se mueve en todas las direcciones, disipa más energía y como consecuencia genera más fuerzas de fricción. De aquí se deduce que una capa límite turbulenta generara mayor resistencia al avance que la laminar. Sin embargo, al aumentar más rápido de velocidad cerca de la superficie, es más difícil que se desprenda la capa límite ya que la velocidad cerca de esta es generalmente parecida a la del resto del fluido.

La capa límite laminar, en cambio, es más pequeña y con velocidades menores cerca de la superficie, lo que provoca fuerzas de fricción menores que en el caso turbulento. Sin embargo es esta misma característica la culpable de que la capa límite laminar se desprenda antes. Al tener velocidades menores cerca de la superficie del cuerpo es más fácil que un gradiente de presiones adverso pueda provocar un desprendimiento de la capa límite. [17]

En la siguiente figura podemos ver como un flujo presenta los dos tipos de capa límite.



*Figura 4.10 Transición de capa límite laminar a turbulenta sobre una placa plana [18]*

En un principio la capa límite es laminar, hasta llegar a un punto crítico donde esta se convierte en capa límite turbulenta. En realidad este punto debería considerarse una región en la cual se produce la transformación de una capa a otra. Según las características del flujo y del cuerpo sobre el que circula el fluido esta transición se produce en un punto u otro.

## 4.6. Elementos aerodinámicos

El objetivo principal de este proyecto es estudiar la influencia de ciertos elementos aerodinámicos en el comportamiento del flujo que circula sobre un alerón. Es por eso que es imprescindible definir previamente cada uno de estos elementos y conocer con exactitud cómo afecta al comportamiento del alerón para posteriormente poder comparar los resultados obtenidos por simulación con el comportamiento teórico.

### 4.6.1. El 'endplate'

Los 'endplates' o derivas laterales son un elemento básico a la hora de mejorar el rendimiento de un alerón. Según el tipo de coche el 'endplate' puede cumplir con una función únicamente aerodinámica o también puede servir como elemento de sujeción.



*Figura 4.11 'Endplate' con función aerodinámica y de soporte [19]*



*Figura 4.12 'Endplate' con función únicamente aerodinámica [20]*

Como ya hemos comentado por una de las caras del perfil el aire circula a una velocidad mayor que por la otra generándose una diferencia de presiones. Esta diferencia de presiones no solo empuja el coche hacia el suelo sino que hace que el aire que circula por la parte superior, a mayor presión, tienda a ser succionado por la cara inferior que posee una presión inferior. Debido a esto las líneas de corriente, que debieran ser rectas, se desvían hacia los laterales buscando una zona de menor presión. Este fenómeno provoca movimientos laterales del fluido sobre la superficie y eso genera una mayor turbulencia que al fin y al cabo provoca mayor resistencia aerodinámica y menor fuerza de sustentación.

Es por eso que el objetivo del '*endplate*' no es otro más que evitar que el aire de la zona superior no se desvíe y así se mantengan recta las líneas de corriente sobre el alerón. De esta manera no se genera tanta turbulencia y todo el aire que se desviaba lateralmente ahora se puede utilizar para generar carga aerodinámica que al fin y al cabo es el objetivo que se persigue.

#### **4.6.2. '*Endplate*' de F1**

Además de un *endplate* común, se quiere poder simular el funcionamiento de un '*endplate*' correspondiente a un coche de F1 para poder cuantificar la mejora que este supone respecto un alerón más sencillo o convencional. Los alerones de F1 presentan un diseño muy complejo de manera que se intentará imitar su geometría, pero de forma aproximada, manteniendo sus características más relevantes.

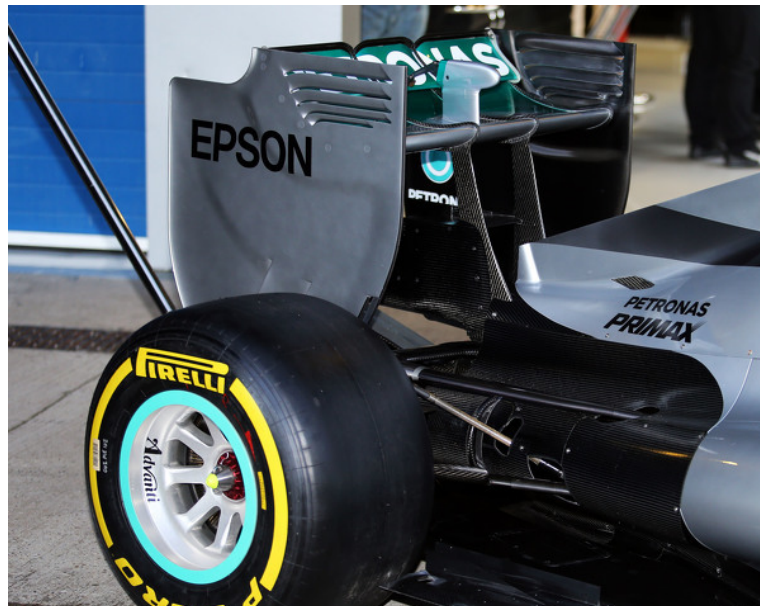


Figura 4.13 'Endplate' de un Mercedes F1 [21]

El 'endplate' de F1 tiene la misma función que un 'endplate' de cualquier otro alerón pero este además de cumplir con la función aerodinámica también actúa como soporte para el propio alerón. Gracias a la figura 4.13 se pueden observar dos rasgos que no existen en los 'endplates' descritos hasta el momento. Por un lado podemos observar que la parte trasera del 'endplate' no tiene la misma altura que la delantera. Este cambio de altura se produce justo en la cola del perfil alar y precisamente lo que busca es generar una turbulencia. Si nos fijamos en el lado izquierdo del alerón, por ejemplo, la turbulencia que se genera en la cola del alerón genera un vórtice de sentido anti horario. Este vórtice se produce cuando el aire que circula sobre el ala es succionado por la zona de baja presión desplazándose de derecha a izquierda.

Si ahora añadimos esta rebaja en la altura, lo que se consigue es que el aire a presión ambiental que circula por el lado exterior del 'endplate' tienda a ir hacia la zona de baja presión de la cola del alerón. En este caso, pensando otra vez en el lado izquierdo, tenemos una parte de fluido que trata de ir de izquierda a derecha y por lo tanto el vórtice que se genera es de sentido horario. Este vórtice tiene como objetivo contrarrestar el que ya crea propiamente el ala y así reducir todavía más las turbulencias generadas y consecuentemente reducir la resistencia aerodinámica del alerón.

El otro aspecto que llama la atención son unas pequeñas ranuras situadas en la parte superior delantera del 'endplate' pero que se tratarán en detalle en el siguiente punto.



#### 4.6.3. Ranuras del 'endplate'

Hemos explicado ya como el aire a alta presión que circula por la cara superior trata de alcanzar la zona de baja presión. Como consecuencia se genera una turbulencia de sentido anti horario en el lado izquierdo y al revés en el derecho, que ya hemos explicado y que evidentemente repercute de forma negativa en el funcionamiento del alerón.

Para suavizar este fenómeno y reducir la turbulencia que se genera se colocan estas pequeñas ranuras. Gracias a ellas se consigue equilibrar ligeramente las presiones entre ambos lados pero sin dejar que el flujo se desvíe completamente. Así lo que se consigue es reducir las turbulencias y el vórtice generado y consecuentemente, reducir la resistencia aerodinámica.



Figura 4.14 Ranuras sobre el 'endplate' de un Ferrari F1 [22]

Parece lógico pensar que esto debería penalizar a la fuerza de sustentación ya que al equilibrar presiones, la presión que se alcanza en la parte superior es menor y por lo tanto la diferencia entre las dos caras también. Sin embargo al reducir las turbulencias se consigue estabilizar en mayor medida el alerón y esto hace que mejore su rendimiento sin notar prácticamente la pérdida de carga aerodinámica.

#### 4.6.4. 'Flap' Gurney

El '*flap Gurney*' es uno de los elementos aerodinámicos más sencillos que existe pero a la vez de los más útiles. El '*flap Gurney*' es una pequeña tira rígida que se coloca en la parte final del alerón y que forma un ángulo recto con este. Fue utilizado por primera vez en el campeonato USAC, en la carrera de Phoenix en 1971. Daniel Gurney (que da nombre al '*flap*') dueño del equipo '*All American Racers*' decidió utilizarlo en uno de sus coches



basándose en los experimentos con 'spoilers' que había hecho Richie Ginther en un Ferrari GT. Los resultados fueron muy buenos y a partir de entonces todos los alerones en el mundo de la competición utilizan este pequeño 'flap'. [23]

El objetivo del 'flap Gurney' no es otro que aumentar la carga aerodinámica. Este aumento de carga aerodinámica puede llegar a ser del 30% de manera que compensa utilizarlo aunque se penalice en resistencia. Dependiendo de las dimensiones de este se obtendrán unos resultados u otros aunque las medidas habituales suelen ser de hasta un 5% de la cuerda del perfil, cuanto más alto sea mayor será el 'drag' que generara el 'flap'.

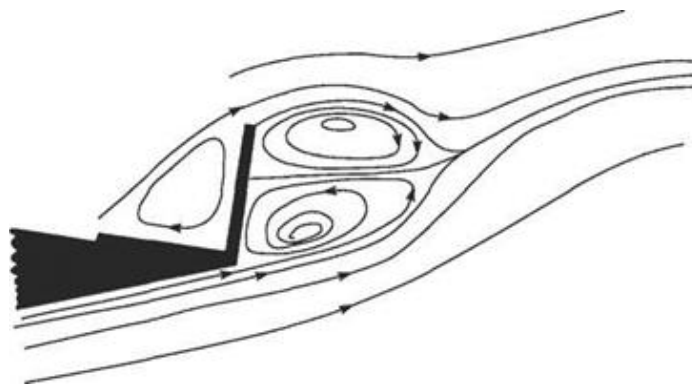


Figura 4.15 Vórtices generados tras el 'flap Gurney' [24]

El funcionamiento de este 'flap' es relativamente sencillo, el 'flap' desvía el flujo hacia arriba generando un vacío o zona de alta presión justo delante de él y una de baja presión justo detrás. Esta zona de baja presión, en la que se generan dos vórtices de sentido contrario, succiona el fluido que circula por la cara inferior del alerón haciendo más difícil la separación de la capa límite. Todo esto permite dotar de un mayor ángulo de ataque al alerón pero sin que este entre en pérdida o se produzca un desprendimiento de la capa límite a lo largo del perfil.

#### 4.6.5. 'Strakes'

Los 'strakes' son superficies aerodinámicas montadas generalmente sobre el fuselaje de un avión o aeronave y que tienen como objetivo o bien controlar el flujo actuando como generadores de vórtices o bien actuar como estabilizador del flujo. Los 'strakes' son elementos que no se utilizan demasiado en el mundo de la automoción pero sí son más comunes en la aviación. Como hemos comentado anteriormente, el fluido, cuando circula

sobre la superficie del alerón, tiende a desviarse hacia los lados buscando la zona de baja presión que se genera debajo del alerón. Este efecto reduce la sustentación y aumenta el 'drag' como ya sabemos y el objetivo de los 'strakes' no es otro más que mantener las líneas de corriente rectas a lo largo del perfil.

A diferencia de los 'endplates', los 'strakes' no solo se colocan en los extremos del ala sino que se reparten a lo largo de todo el alerón en perpendicular a la cuerda de este. Los 'strakes' tienen una dimensiones más pequeñas que cualquier 'endplate' ya que al tener que colocar varios de ellos se podría llegar a penalizar mucho en resistencia al avance. De la misma manera al situarlos sobre el alerón, se pierde superficie por la cual circula el fluido. Si pensamos en la fórmula de la fuerza de sustentación, veremos que al reducir el área la fuerza vertical también disminuye con esta.

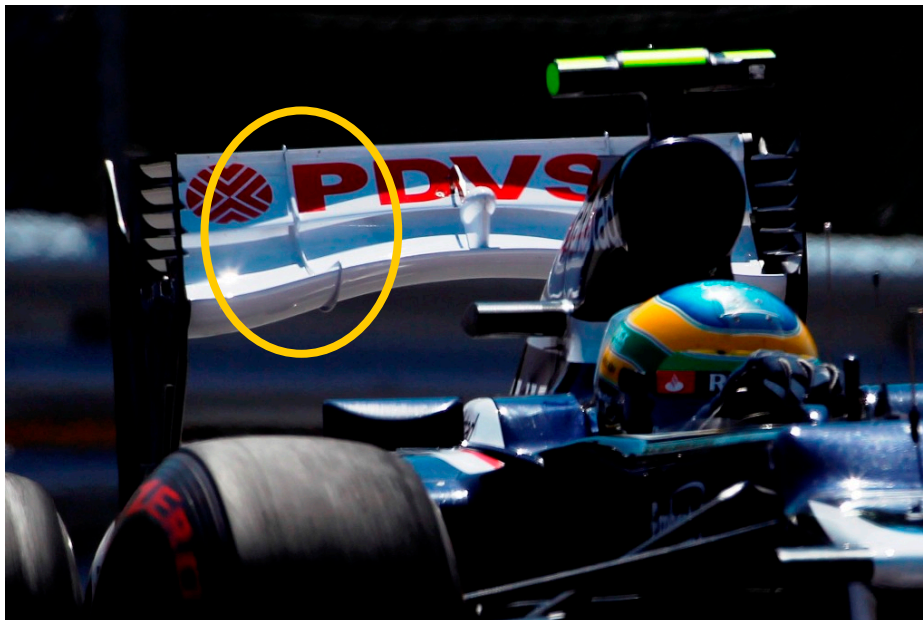


Figura 4.15 'Strake' sobre un alerón de F1 [25]

Es por este motivo que se buscará colocar 'strakes' lo más estrechos posibles de manera que, por una parte, no se reduzca significativamente el área por la que circula el fluido y por otra, no se genere mucha resistencia al avance. De esta manera se consigue guiar al fluido a lo largo del alerón manteniendo rectas las líneas de corriente, con los beneficios que ello conlleva, pero sin generar prácticamente más resistencia al avance de la que se generaba sin ellos.

## 5. Diseño y elección del perfil

### 5.1. Elección del perfil

La elección del perfil es uno de los puntos clave en este proyecto. El objetivo es por tanto encontrar un perfil alar que tenga las características de un alerón de competición. Para encontrar estos perfiles se ha utilizado la base de datos 'airfoltools' donde se pueden encontrar centenares de perfiles alares. Para cada perfil podemos encontrar los coeficientes aerodinámicos para un gran abanico de ángulos de ataque y también para diferentes números de Reynolds.

Como hemos dicho buscamos un perfil que sea parecido al de un alerón. Si pensamos en los alerones de fórmula uno actuales, que son los mas desarrollados a nivel tecnológico y aerodinámico, veremos que estos están formados por dos pequeñas alas montadas una a continuación de la otra. Se ve como esto dota al alerón de mayor curvatura por lo tanto parece coherente buscar uno que tenga mucha curvatura o '*camber*'. El '*camber*' se entiende como la distancia máxima en perpendicular que existe entre la línea de cuerda y la línea de curvatura media o '*mean camber line*'. Esta medida se expresa en porcentaje respecto a la longitud de cuerda o longitud característica y es lo que podemos asimilar a la curvatura. Así pues como ya hemos dicho buscamos un perfil con porcentaje de '*camber*' elevado. [26]

Además todos los alerones de competición no presentan demasiado grosor por lo que será otra característica que buscaremos. El grosor o '*thickness*' junto al '*camber*' son los dos parámetros principales que definen un perfil alar. En este caso buscamos un grosor pequeño para asimilar al máximo la forma del perfil a la de un alerón.

Otro punto a tener en cuenta a la hora de escoger el perfil será su eficiencia aerodinámica. Buscamos un perfil que presente un rango medianamente amplio de ángulos de ataque en el cual la eficiencia se mantenga en valores levados. No nos servirá un perfil cuya curva  $C_D/C_L$  contra el ángulo solo tenga un ángulo con eficiencia elevada ya que a la que nos alejamos de este se pierde eficiencia rápidamente. Dado que este proyecto simula un alerón de competición es importante que este pueda trabajar eficientemente con diferentes ángulos de ataque. Las características de cada circuito determinan la carga aerodinámica necesaria y interesa poder variar el ángulo de ataque sin perder prestaciones.

Se ha decidido escoger dos alerones y no solo uno para simular el caso de 2D. Así podemos ver si dos alerones que a simple vista parecen muy similares pueden llegar a dar resultados diferentes por pequeños detalles en su geometría que parecen insignificantes.

Además esto nos permite ver si en alguno de ellos se da un fenómeno que no ocurre en el otro y así poder comprender mejor el funcionamiento de los alerones.

Dentro de la base de datos encontramos perfiles de diferentes familias. Entre ellas destacan los perfiles NACA, GOE, FX o E. Para poder escoger un perfil adecuado se utiliza la herramienta de buscador de 'airfoiltools'. Gracias a este buscador podemos seleccionar los niveles máximos y mínimos tanto de curvatura como de grosor. Se introducen unos límites de entre 9% y 11% para la curvatura y de entre 10% y 13% para el grosor. De entre miles de perfiles conseguimos reducir la búsqueda a solo 4, el perfil CH10, E423, GOE448 y el RAF19. Analizando los gráficos de este último observamos que presenta un comportamiento muy inestable probablemente debido a su forma poco suave. El E423 y el GOE448 son prácticamente iguales en cuanto a grosor y curvatura pero el primero de ellos ofrece coeficientes de sustentación mayores. Es por eso que se descartan tanto el RAF19 como el GOE448 y el estudio se realizará con el CH10 y el E423.

El primer perfil que se presenta es el CH10. Este perfil cumple con las condiciones que se buscan ya que presenta curvatura y no es demasiado grueso. Tiene un 'camber' máximo de 10.2 % y un grosor de 10.8% referido también a longitud total de la cuerda del perfil.

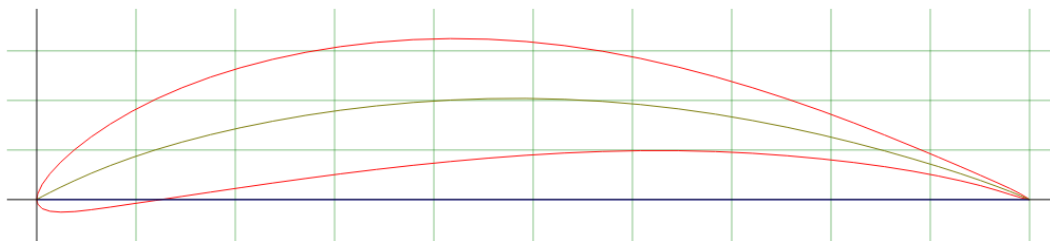


Figura 5.1 Perfil CH10 [27]

A continuación se muestran tres gráficos diferentes que son de gran importancia para entender las prestaciones de este perfil. Estos son el gráfico de  $C_D$  y  $C_L$  en función de el ángulo y el de la eficiencia, es decir  $C_D/C_L$ , en función también de el ángulo.

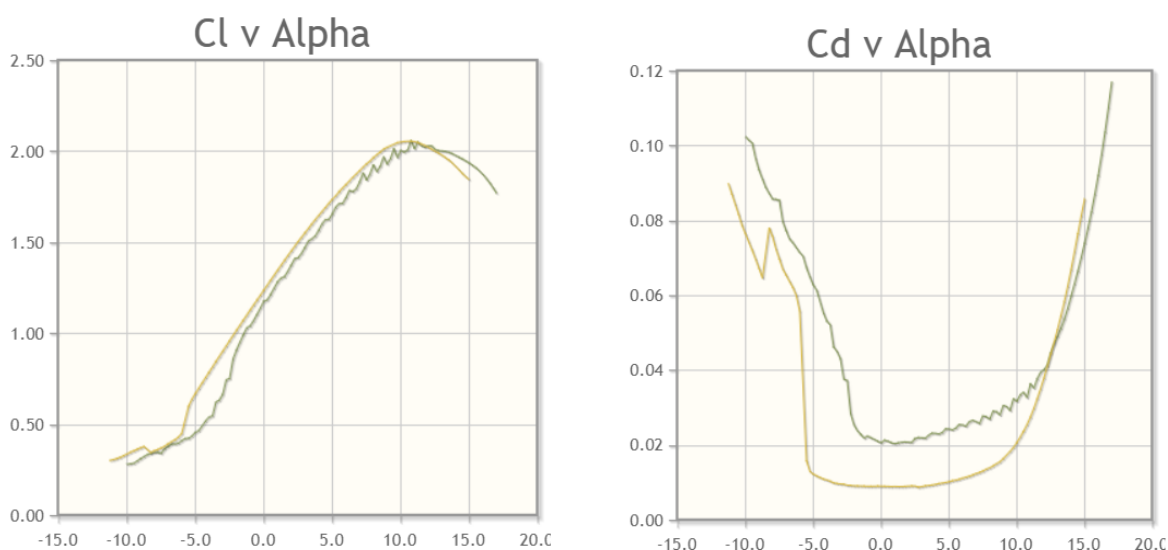


Figura 5.2 Gráficos  $C_L$ -alpha y  $C_D$ -alpha [27]

La línea verde corresponde a un flujo con numero de Reynolds de 200.000 que podemos considerar laminar mientras que la línea marrón corresponde a un flujo con 1.000.000 de Reynolds el cual es turbulento.

Podemos observar que en el caso del  $C_L$  ambos flujos, laminar y turbulento, presentan unas curvas muy similares. Se deduce entonces que a nivel de coeficiente de sustentación se generará el mismo con ambos tipos de flujo. En todo caso con un ángulo de  $10^\circ$  se obtiene un coeficiente de sustentación por encima de 2 lo que es un valor muy elevado. Podemos decir entonces que cumple con el primer requisito ya que será capaz de generar mucha fuerza de sustentación.

Donde si encontramos diferencias es en el grafico del  $C_D$  en función del ángulo. En este se ve que el flujo laminar presenta mayor  $C_D$  en todo el rango de ángulos lo que se traduce en una mayor resistencia al avance. Parece que para ángulos muy elevados el turbulento llega a tener más  $C_D$  pero un alerón no trabaja en estas condiciones de manera que no se tiene en cuenta. En cualquier caso el  $C_D$  tiene valores pequeños alrededor de 0.01 para todo el rango de ángulos de trabajo comunes y por lo tanto cumple con el segundo requisito también.

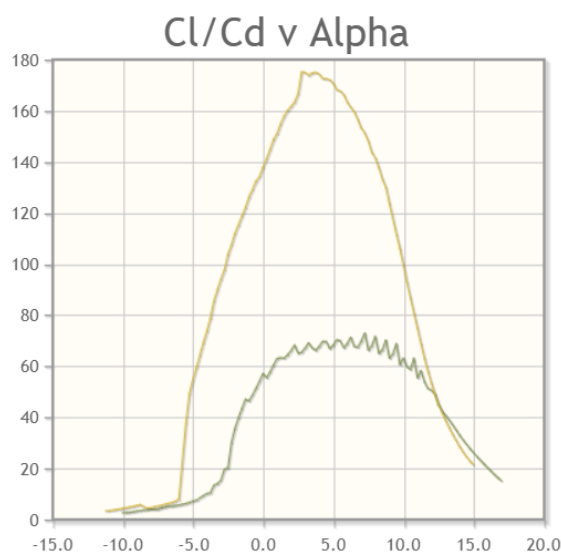


Figura 5.3 Gráfico  $C_L/C_D$ -alpha [27]

Este mayor  $C_D$  del régimen laminar hace que cuando miremos el gráfico de eficiencia observemos diferencias tan grandes. Mientras el turbulento presenta valores de eficiencia muy altos en todo el rango de 0 a 10 grados, que es el abanico en el que trabaja un alerón, el laminar se queda muy por debajo de este alcanzando valores de eficiencia de como mucho 70. El turbulento por contra se mantiene por encima de 100 en todo el rango de ángulos comentado anteriormente.

Parece por lo tanto que el perfil CH10 presenta las características adecuadas para exprimir todo su rendimiento bajo condiciones de régimen turbulento. Todos los ensayos que se llevan a cabo en este proyecto son bajo este mismo régimen así que es un perfil adecuado.

El segundo perfil que se ha escogido es el E423 y es muy similar al anterior. Comparte las características tanto de curvatura como de grosor siendo estos respectivamente de 9.5% y 12.5%. La curvatura es prácticamente igual mientras que este supera en grosor al CH10 pero sin llegar a ser elevado.

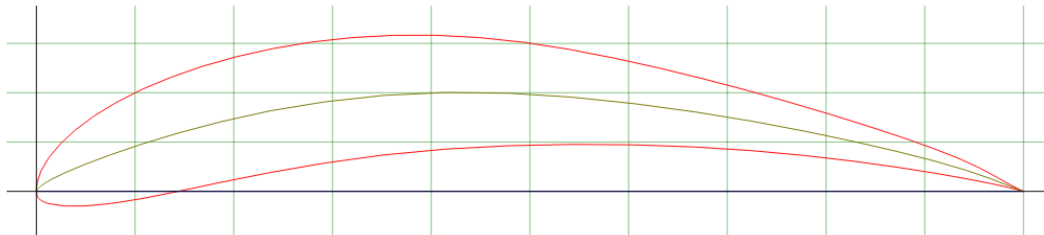


Figura 5.4 Perfil E423

A continuación se vuelven a facilitar los mismos gráficos para comprender mejor las características de este perfil.

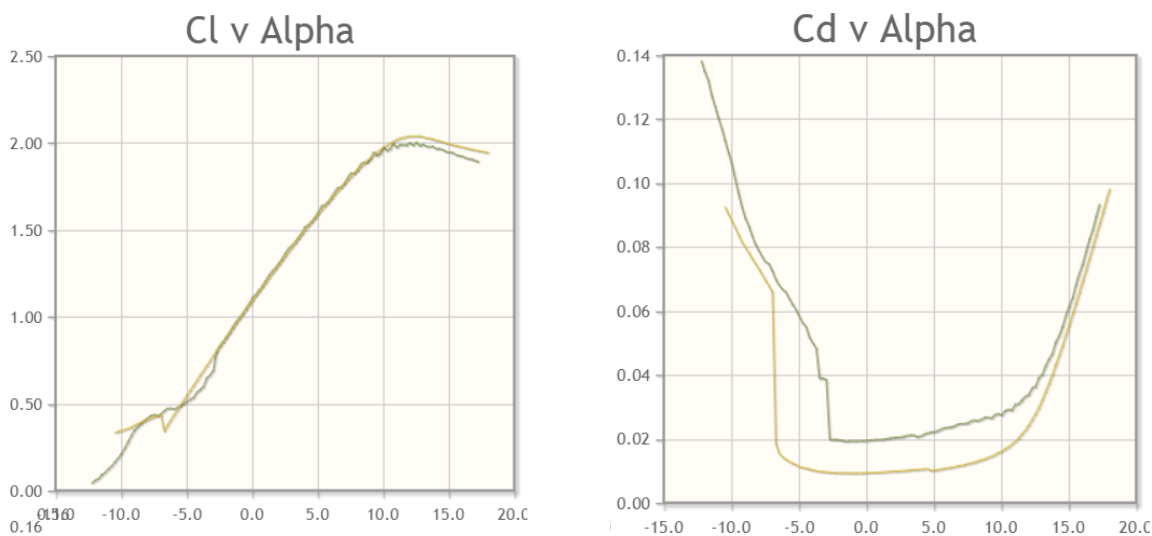


Figura 5.5 Gráficos  $C_L$ -alpha y  $C_D$ -alpha [27]

Como ya hemos visto en el caso del perfil CH10 no se pueden apreciar prácticamente diferencias entre los dos regímenes en el gráfico de  $C_L$  en función del ángulo. En este caso también se obtiene un valor máximo de este coeficiente muy elevado llegando prácticamente a 2 con poco más de  $10^\circ$ . Sabemos entonces también que este perfil generará un gran 'downforce' cuando se utilice como alerón y cumple con lo que buscamos.

Si miramos ahora el gráfico del  $C_D$  volvemos a encontrarnos con una situación muy similar. El flujo turbulento en este caso obtiene coeficientes de '*drag*' menores que el laminar. Podemos observar como prácticamente desde  $-5^\circ$  hasta  $10^\circ$  el  $C_D$  se mantiene prácticamente constante y de valor muy pequeño. Este hecho sorprende dado que son inclinaciones muy diferentes pero con coeficientes prácticamente iguales. Con las simulaciones se espera comprobar este hecho y entender su causa.

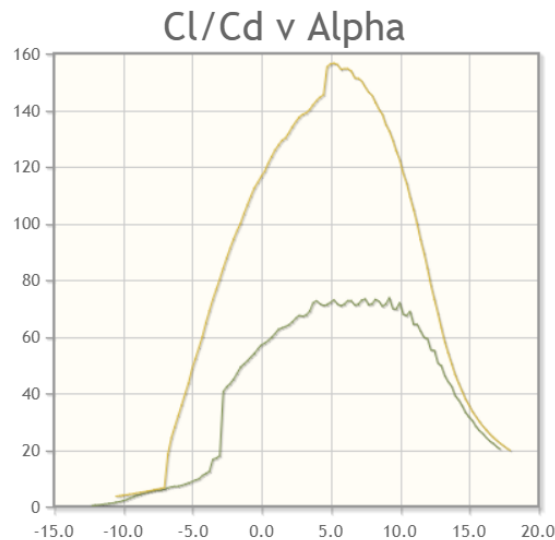


Figura 5.6 Gráfico  $C_L/C_D$ -alpha [27]

Por último el gráfico de eficiencia muestra lo que ya intuimos mirando los otros dos. El mayor coeficiente de '*drag*' del régimen laminar merma sus prestaciones en cuanto eficiencia obteniendo en este caso un valor máximo alrededor de 75. En cambio, igual que pasaba con el CH10, se obtiene una eficiencia muy grande en todo el rango de  $0^\circ$  a  $10^\circ$  manteniéndose esta siempre por encima de un valor de 120. Podemos observar una ligera diferencia en cuanto al ángulo en el que se produce esta máxima eficiencia. Para el caso del E423 se produce en 5.25 grados mientras que el CH10 lo hace con tan solo 2.75 grados.

Llegados a este punto tenemos perfiles alares que cumplen con todos los requisitos que se demandaban y que por lo tanto ofrecerán unas buenas prestaciones como alerones de competición. A partir de los datos geométricos que proporciona la misma base de datos podremos generar el perfil alar con un sistema CAD.

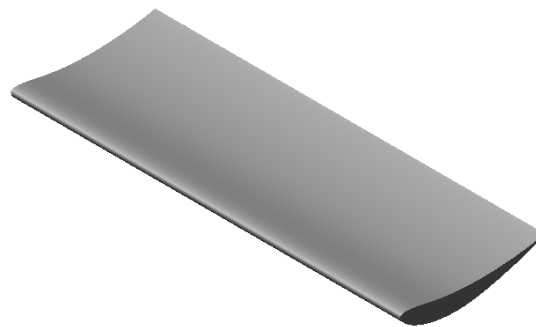
## 5.2. Diseño del ala y los elementos auxiliares

A continuación se mostrará el diseño tanto del ala simple como de todos los elementos auxiliares que se ensayarán en este proyecto. A pesar de haber escogido dos perfiles diferentes solo se mostrará el diseño de uno de los dos, el E423, ya que todos los elementos

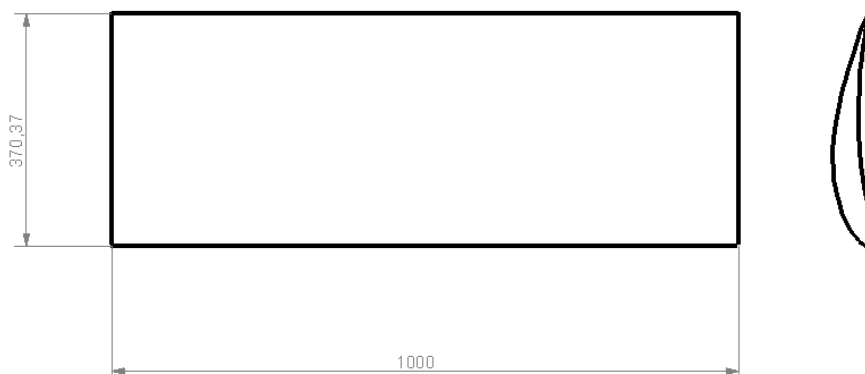
se han diseñado solo para el caso de simulación en 3D y este solo se ha realizado con un perfil. Las medidas y dimensiones de cada elemento no están reglamentadas ya que no diseñamos un alerón para una competición o tipo de coche en concreto. Es por esto que las medidas serán aproximadas y extraídas a partir de fotografías y diseños encontrados en internet y revistas automovilísticas. Todos los diseños han sido realizados con el programa SolidWorks que proporciona la misma universidad.

### 5.2.1. Ala simple

Este es el diseño más sencillo y sobre el cual se irán montando los diferentes elementos aerodinámicos. Se ha construido la curva del perfil a través de los puntos proporcionados por la base de datos y utilizando la herramienta de curva XYZ de solidworks. Todos los perfiles de la base de datos airfoilttools tienen 1 m de cuerda lo que supone una medida exagerada para un alerón. Por este motivo se ha dividido la cuerda del perfil entre 2.7 obteniendo una medida final de 370 mm. Una vez realizado este paso se extruye el perfil con 1 m de profundidad que es la medida que se ha elegido para el ancho del alerón.



*Figura 5.7 Representación 3D del ala simple*



*Figura 5.8 Medidas del ala simple*



### 5.2.2. 'Endplate'

En este caso se han diseñado unos 'endplates' muy simples. Podemos encontrarlos de gran tamaño como los de la F1 y incluso muy pequeños como podría ser el caso de un alerón de un coche WRC o el de un turismo del GT Open. La medida de los 'endplates' que se han diseñado podríamos decir que se encuentra a medio camino entre las dos opciones que hemos comentado. No son tan grandes como los de un F1 pero se ha evitado hacerlos demasiado pequeños para poder ver con claridad el efecto y las diferencias que estos producen. Para su diseño, como ya hemos dicho, se parte del ala simple diseñada anteriormente y sobre uno de sus extremos se define la planta del 'endplate'. Se ha intentado suavizar el lado por el que incide el fluido para evitar fuerzas de resistencia aerodinámica muy grandes por culpa de este elemento. Posteriormente se extruye la planta de el 'endplate' y mediante simetría fácilmente se realiza el del otro lado. A continuación se muestran las medidas y planos de este.

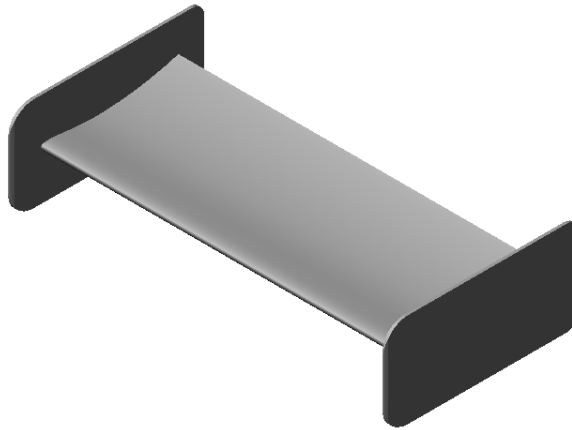


Figura 5.9 Representación 3D de los 'endplates'

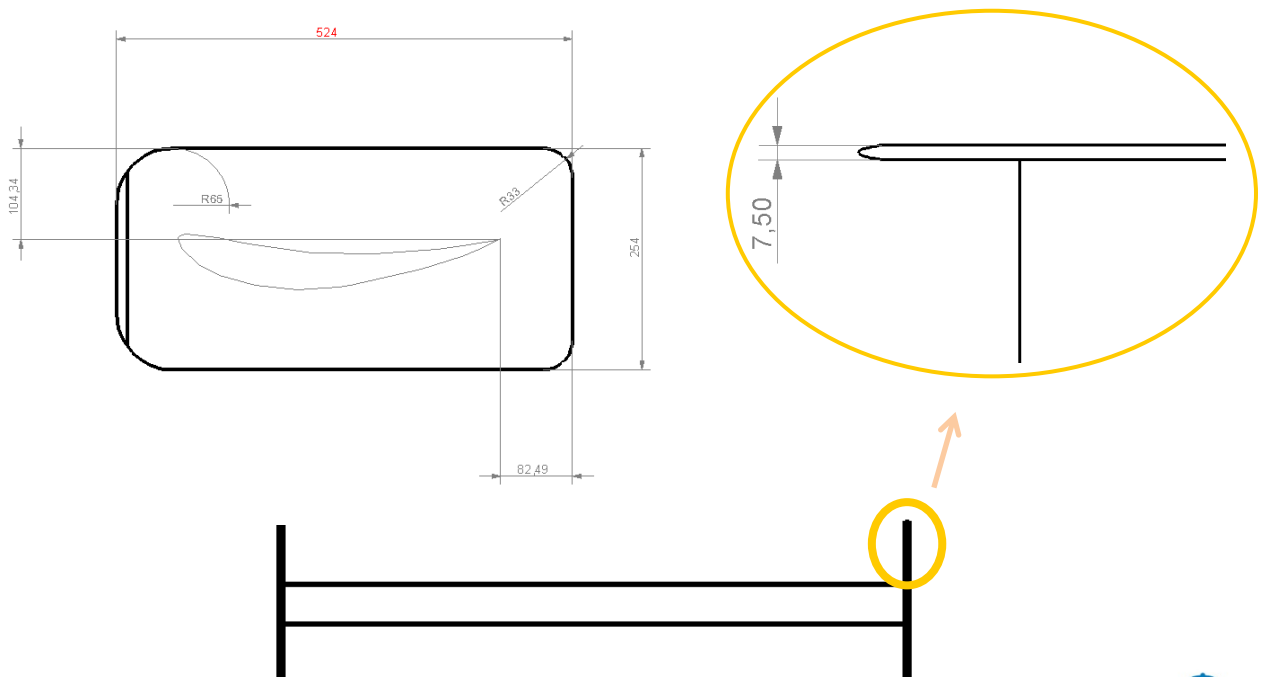


Figura 5.10 Medidas del 'endplate'

### 5.2.3. 'Strakes'

Anteriormente se ha explicado brevemente que son los '*strakes*', como funcionan y que características deberían tener. Atendiendo a esas condiciones se han realizado unos '*strakes*' pequeños y muy estrechos. Como ya se comentó no se quiere perder superficie por la que circula el fluido ni generar mucha resistencia al avance, es por eso que se ha dado un grosor de 1.5 mm a cada '*strake*' y una altura de 15 mm por cada lado del alerón. Si los hacemos muy grandes verticalmente exponemos demasiada superficie que se opone al paso del fluido. Se ha decidido colocar 4 '*strakes*' por lado y uno en medio. Como se puede apreciar en las figuras, los '*strakes*', están colocados principalmente en los extremos del alerón. Esto es debido a que la parte del flujo que se ve más distorsionado por la baja presión de la cara inferior es el que circula por los lados del alerón. El flujo que circula por la parte central no se ve afectado de manera notable por estas fuerzas por lo que no se colocan '*strakes*' en esta parte y así nos ahorramos superficie extra utilizada por estos.

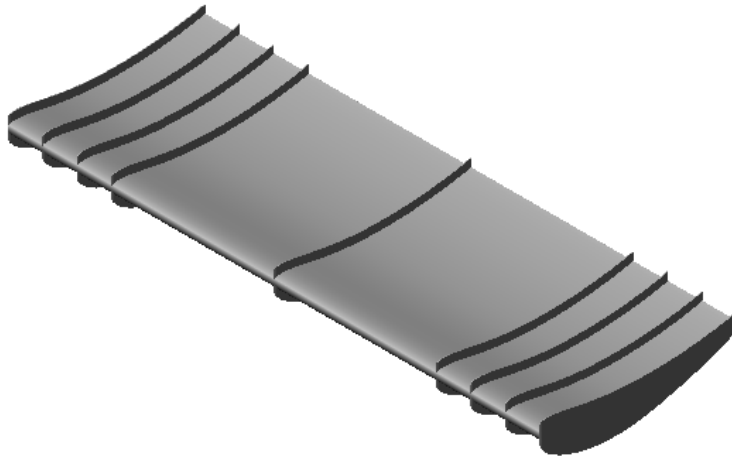


Figura 5.11 Representación 3D de los '*strakes*'

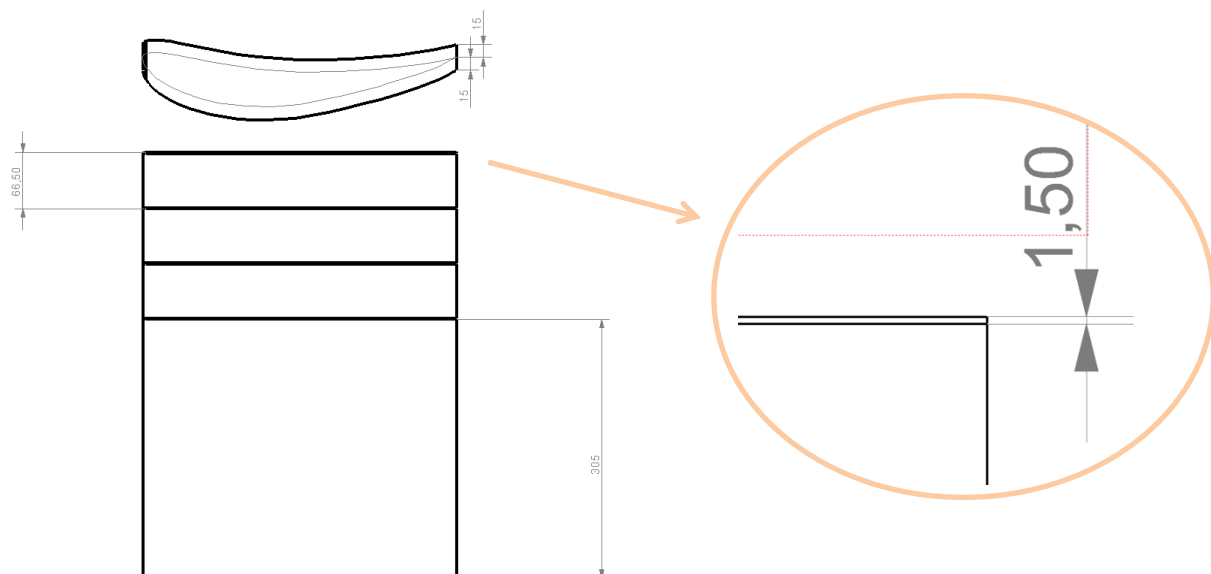


Figura 5.12 Medidas de los '*strakes*'

Para realizar los '*strakes*' primeramente se dibuja su planta sobre un plano horizontal situado por encima del alerón y seguidamente se extruye hacia abajo. Una vez realizada esta operación se cortan los '*strake*'s con la forma definida por el perfil pero desplazado 15 mm obteniendo unos '*strakes*' de esta medida y con la forma del perfil alar a lo largo de toda la cuerda.

#### 5.2.4. '*Flap Gurney*'

El '*flap Gurney*' probablemente es el elemento más fácil de diseñar. Este '*flap*' suele tener una altura de hasta el 5% de la cuerda del ala. Se ha decidido hacerlo con un altura respectiva al 4% de la cuerda siendo esta de 14.8 mm. En la base del '*flap*', para ayudar a que el fluido circule mejor a través de él, se ha construido una segunda altura que desvía ligeramente el flujo hacia arriba y se ha evitado el canto que se crea en la unión del '*flap*' con la base realizando una pequeña curvatura entre estas dos partes.

Para conseguir el '*flap*' se ha dibujado su perfil sobre uno de los extremos del ala ya extruida. Posteriormente se ha extruido el apéndice dibujado hasta el otro extremo del ala consiguiendo así el '*flap*' completo. A continuación se muestran sus medidas y diseño.

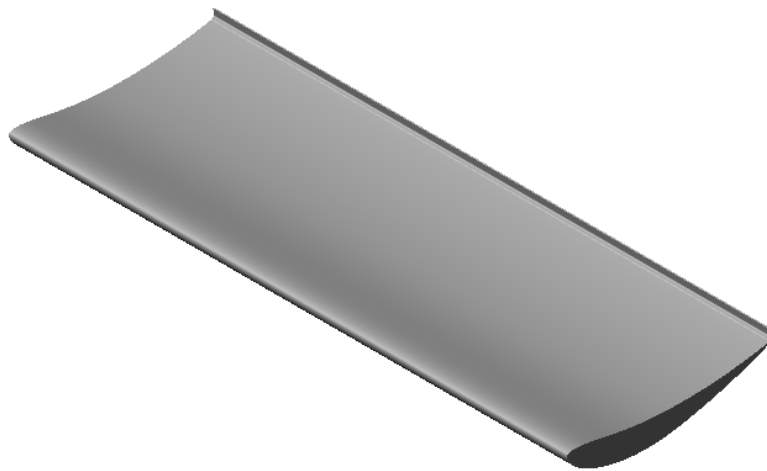


Figura 5.13 Representación 3D del ala con '*flap Gurney*'

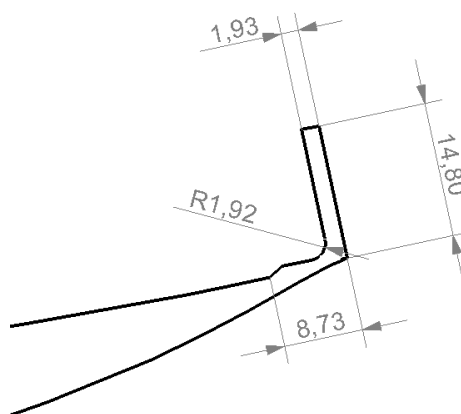


Figura 5.14 Medidas del '*flap Gurney*'

### 5.2.5. 'Endplate' F1

En este caso se ha intentado diseñar un 'endplate' parecido a los que se utilizan en los coches de F1. Evidentemente las medidas no son exactas y simplemente se ha intentado que la forma de este se pareciera manteniendo sus rasgos o características principales. Se ha hecho más estrecha la zona posterior del 'endplate' y se han realizado dos alturas en la parte superior buscando el efecto comentado en el apartado de diseño de los elementos aerodinámicos.

Para su construcción mediante SolidWorks se ha dibujado su contorno y extruido posteriormente con el grosor adecuado. A continuación se muestran las medidas finales del 'endplate' con el ala colocada en un ángulo de ataque de  $10^\circ$  aunque este posteriormente se ha ensayado con diferentes inclinaciones.

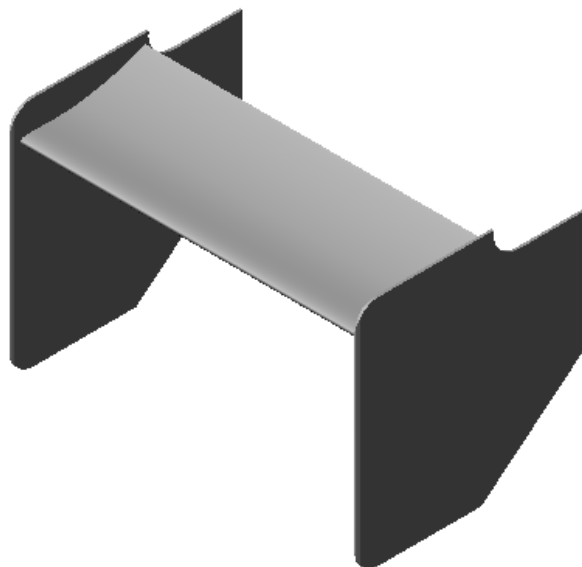


Figura 5.15 Representación 3D del alerón de F1

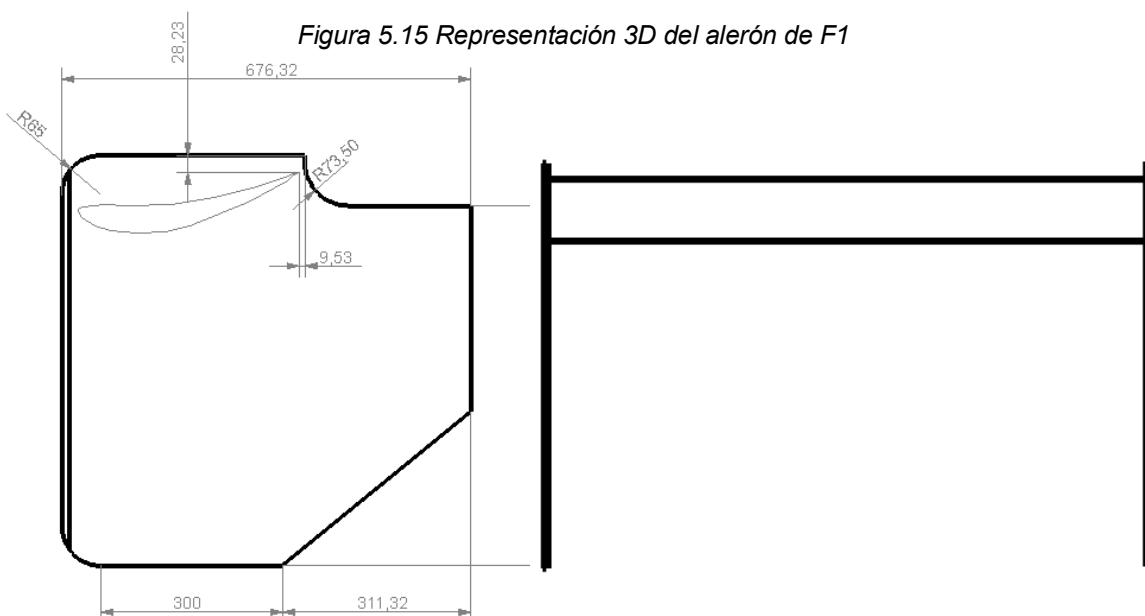


Figura 5.16 Medidas alerón F1

### 5.2.6. Ranuras del 'endplate'

Las ranuras, igual que con el 'endplate' de F1, se han diseñado a base de aproximaciones y guiándose a base de los diseños actuales de alerones de F1 pero siempre con medidas que simplemente tratan de asimilarse a las reales. A partir del alerón de F1 se han realizado estos pequeños agujeros justo por encima del ala en su parte delantera. En las siguientes figuras se puede ver su diseño en detalle y alguna de sus medidas.

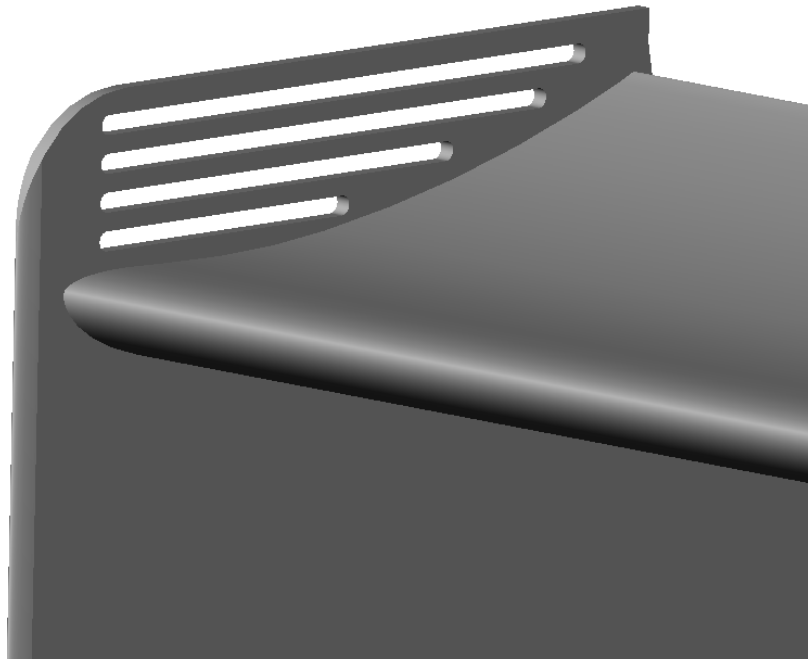


Figura 5.17 Representación 3D de las ranuras del 'endplate'

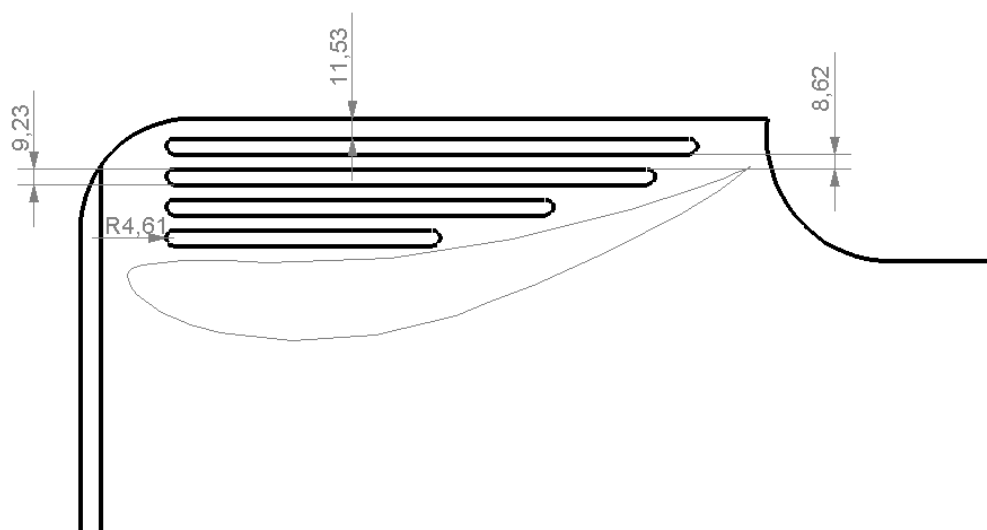


Figura 5.18 Medidas de las ranuras

## 6. Análisis mediante CFD

### 6.1. El CFD

Cuando se tratan problemas sencillos los cálculos teóricos son una opción fácil y fiable que nos permite predecir el comportamiento de un flujo. Sin embargo si queremos realizar un análisis en 3D, estos cálculos se convierten en una tarea mucho más complicada. Debido a estos impedimentos, en la actualidad este tipo de problemas suelen ser resueltos mediante la ya comentada mecánica computacional de fluidos o CFD de sus siglas en inglés.

Esta técnica se comenzó a utilizar en los años 60 en la industria aeroespacial y no fue hasta al cabo de unos 10 años que se convirtió en una herramienta vital para muchas industrias en las cuales la predicción del flujo de fluidos era de vital importancia. A partir de los años 90 estas técnicas se expandieron de forma significativa a otros procesos industriales en los cuales intervienen otros fenómenos como reacciones químicas, transferencia de calor, flujos bifásicos o cambios de fase. El CFD puede definirse como el conjunto de técnicas que permiten resolver las ecuaciones que se derivan de tres principios fundamentales que son la conservación de la masa, del momento y de la energía conocidos como ecuaciones de Navier-Stokes. Gracias a la resolución de estas ecuaciones y a la aplicación de una serie de condiciones de contorno se obtienen los campos de velocidad, temperatura y presión en el fluido estudiado. Los ordenadores utilizados para este fin realizan millones de cálculos para simular la interacción de los fluidos con superficies muy complejas como es en nuestro caso un alerón de competición. Para realizar estos cálculos se divide el volumen de control del fluido en volúmenes o elementos mucho más pequeños y a estos se les aplican las ecuaciones y condiciones comentadas anteriormente. Este método es iterativo ya que se repiten las resoluciones, siempre a partir de la solución obtenida anteriormente, hasta que esta converge aceptando un cierto error. [28]

En este proyecto, para realizar el análisis CFD, se utilizará el programa ANSYS. Este programa cuenta con diferentes subprogramas de esta manera podemos escoger el más adecuado para cada tipo de análisis. En este caso para el análisis en 2D se utilizará el subprograma Fluent. Este posee unas características adecuadas para este tipo de análisis, como pueden ser el hecho básico de poder construir geometrías sin grosor. También nos permite calcular los coeficientes directamente sin necesitar el valor de la fuerza aerodinámica. En cambio, para el análisis en 3D se utilizaba el subprograma CFX. Igual que antes este ofrece mejores prestaciones para un análisis de este tipo. El post-procesado o análisis de resultados es una parte muy importante de este análisis y en este subprograma esta parte es mucho más intuitiva y visual.

Todo problema resuelto por CFD consta de tres partes muy bien diferenciadas previas a la resolución del problema. Para definir el problema correctamente es importante definir de manera precisa cada una de ellas ya que de existir errores puede que la solución nunca llegue a converger. A continuación se explica cada una de estas tres partes.

1. Geometría: En este apartado como su nombre indica el objetivo es crear la geometría del problema sobre la cual se trabajará. Al resolver ecuaciones sobre el fluido, lo que se necesita crear es el conjunto del espacio que ocupara el fluido y no el sólido. Por esta razón para nuestro alerón no diseñaremos el volumen de este sino todo el volumen de fluido que lo rodea dejando vacío el espacio ocupado por el alerón. Es importante no hacerlo demasiado grande, de manera que los cálculos serán muy lentos, ni demasiado pequeño para que sus límites no interfieran en la resolución de nuestro problema. El programa ANSYS tiene la opción de importar archivos CAD de manera que todas las geometrías se realizaran con SolidWorks, se importaran posteriormente a ANSYS y por último se hará algún ajuste si es necesario.
2. Mallado: Esta es probablemente una de las partes más importantes del proceso ya que determinará la fiabilidad de los resultados obtenidos. Mallar consiste en, como hemos dicho, dividir el volumen de control en pequeñas porciones que reciben el nombre de elementos. Es de vital importancia el tamaño que se les da a estos elementos y en la mayoría de los casos no serán todos del mismo tamaño. Elementos más pequeños implican más precisión pero también mayor tiempo de cálculo. Por este motivo es importante saber de antemano que regiones del volumen de control necesitan más precisión en el cálculo ya que son zonas conflictivas o se da algún fenómeno en concreto. Las zonas cercanas a una superficie como es lógico requerirán elementos más pequeños para captar fenómenos como la capa límite. Los elementos más grandes serán por tanto para zonas de menos interés y dentro de las cuales no varía demasiado el comportamiento del fluido.
3. Condiciones de contorno: Por último y no menos importante es necesario definir las condiciones de contorno y esto se conoce habitualmente como '*Set up*'. Dentro de este apartado se definirán entre otras cosas la velocidad del fluido así como otras características de este. También se debe definir el tipo de superficie que representa cada región ya que este programa necesita saber cómo interactuará el fluido con cada una de ellas dependiendo de su naturaleza. También, si se necesita definir alguna simetría, este es el apartado en el que se realizará.

## 6.2. Análisis

En este apartado se llevará a cabo el estudio en el que se basa este proyecto. Se realizarán simulaciones tanto en 2D como en 3D. Se empezará realizando simulaciones en 2D con los dos perfiles escogidos con el objetivo de ver cuál de ellos proporciona un mejor rendimiento. Además podremos comparar los resultados obtenidos mediante este tipo de simulación con los de la base de datos '*airfoiltools*'. Este análisis solo se realizará al ala simple sin ningún apéndice aerodinámico. Posteriormente se llevarán a cabo simulaciones en 3D para ver cómo afecta el hecho de introducir una tercera dimensión y si los resultados obtenidos en este análisis se parecen a los obtenidos en 2D. En este caso si se incluirán por separado todos los elementos presentados en el apartado de elementos aerodinámicos y también se ensayaran combinándolos unos con otros.

### 6.2.1. Análisis en 2D

El objetivo de este punto no es solo ver cuál de los dos perfiles es mejor sino también comprobar la fiabilidad de los resultados obtenidos mediante simulación comparándolos con los teóricos y los de la base de datos. Se realizarán ensayos para una sola velocidad pero con diferentes ángulos de ataque comprendidos siempre en el rango de  $0^\circ$  a  $10^\circ$  que es en el que trabajan normalmente los alerones.

#### 6.2.1.1. Geometría

Para realizar la geometría, como ya se ha dicho, se ha utilizado el programa Solidworks y posteriormente se ha exportado el archivo en formato .IGS para poder abrirlo en el programa ANSYS. La creación de la geometría en 2D es relativamente sencilla. Se exporta la curva por puntos y a continuación creamos un dominio rectangular alrededor de este. Por último se genera una superficie comprendida entre el dominio rectangular y el perfil del alerón dejando este vacío en su interior.

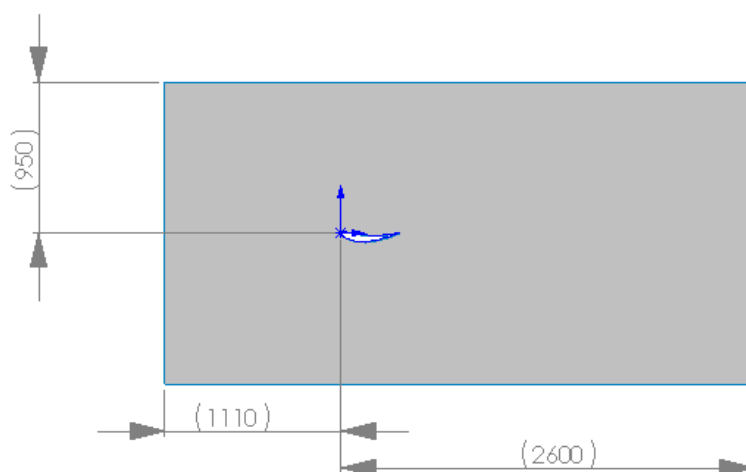


Figura 6.1 Geometría del perfil E423 en 2D



Como se puede ver en la imagen se ha construido un volumen de control bastante grande. Por delante del perfil se ha dejado una distancia 1110mm (siendo la cuerda del ala de 370mm), por detrás una distancia de 2600mm y verticalmente se impone una distancia de 950mm. La diferencia entre las distancias delantera y trasera se debe al hecho de que la parte posterior es la zona en la que se generan las turbulencias y como consecuencia se forma la estela del perfil. Por este motivo se deja una distancia mayor para evitar que los límites del dominio interfieran en el comportamiento del alerón. Si se deseara, el área podría hacerse más grande, ya que el tiempo de cálculo en las simulaciones de 2D es corto pero aun así se considera que las dimensiones de este volumen de control son suficientes para la precisión que se quiere obtener.

#### 6.2.1.2. Mallado

Este apartado es probablemente al que se le ha dedicado más tiempo ya que como hemos dicho es prácticamente la parte más importante a la hora de definir el problema. En función de las características del mallado, los resultados obtenidos pueden variar mucho así que es importante conseguir un mallado de calidad para que los resultados sean lo más realistas posible. Para comprobar la influencia de diferentes características se han realizado 3 tipos de mallados variando diferentes parámetros entre ellos. En cada uno de ellos se ha variado algún parámetro de manera que se obtienen 3 mallados, desde uno muy sencillo, hasta uno que ya posee un elevado número de elementos.

Para definir estos mallados en Fluent disponemos de diferentes herramientas. La primera elección que se debe hacer es la de la forma de los elementos. Por defecto estos son cuadrados pero para una geometría que presenta líneas curvas es mejor utilizar elementos triangulares ya que estos se adaptan mejor al contorno del perfil. Esta elección la realizaremos a través del menú '*Mesh Control*' seleccionando la herramienta '*Method*' donde escogeremos la forma triangular para nuestros elementos. La segunda herramienta y probablemente la más importante es la '*Inflation*'. La encontraremos dentro del mismo menú '*MeshControl*'. Esta herramienta nos permite definir una capa de elementos más pequeños cerca de la superficie del perfil. Esto tiene como objetivo poder detectar la capa límite y conseguir mayor resolución en los puntos en los que el fluido interactúa con alguna pared como en nuestro caso es el perfil alar. Definir una buena '*inflation*' con elementos suficientemente pequeños para englobar la capa límite será fundamental para obtener resultados fiables.

Otra herramienta muy útil es el '*Sizing*'. Con ella podemos determinar el tamaño de los elementos en una región del dominio, como puede ser una arista o una superficie en concreto, o dividir una arista en un número concreto de divisiones. En nuestro caso el sizing se ha aplicado a las aristas que forman el perfil ya que es aquí donde queremos los elementos más pequeños.

Por defecto las zonas con curvatura tienen más densidad de elementos pero la zona central del ala al no ser tan curva sí necesita un refinamiento que se llevara a cabo con la herramienta 'Sizing'. Una opción muy interesante dentro de esta herramienta es el 'Growth Rate'. Con ella podemos definir a la velocidad a la que queremos que crezcan los elementos. Así conseguimos un aumento más o menos lento en función de nuestras necesidades. Podemos conseguir así tener una zona más amplia de elementos pequeños rodeando el ala que es la zona en la que interesa tener precisión. En nuestro caso se han aplicado 'Growth Rate' diferentes en cada uno de los mallados. Por último se ha utilizado la herramienta 'Face sizing' a partir de la cual podemos determinar el tamaño máximo de elemento que queremos en una superficie. De esta manera, si con el 'growth rate' definido los elementos se hacen demasiado grandes, podemos frenar el crecimiento del elemento poniéndole este límite y manteniéndolos siempre de un tamaño adecuado.

A continuación se presentaran cada uno de los mallados destacando sus principales características y mostrando los valores que se ha dado a cada uno de los parámetros.

### Mallado1

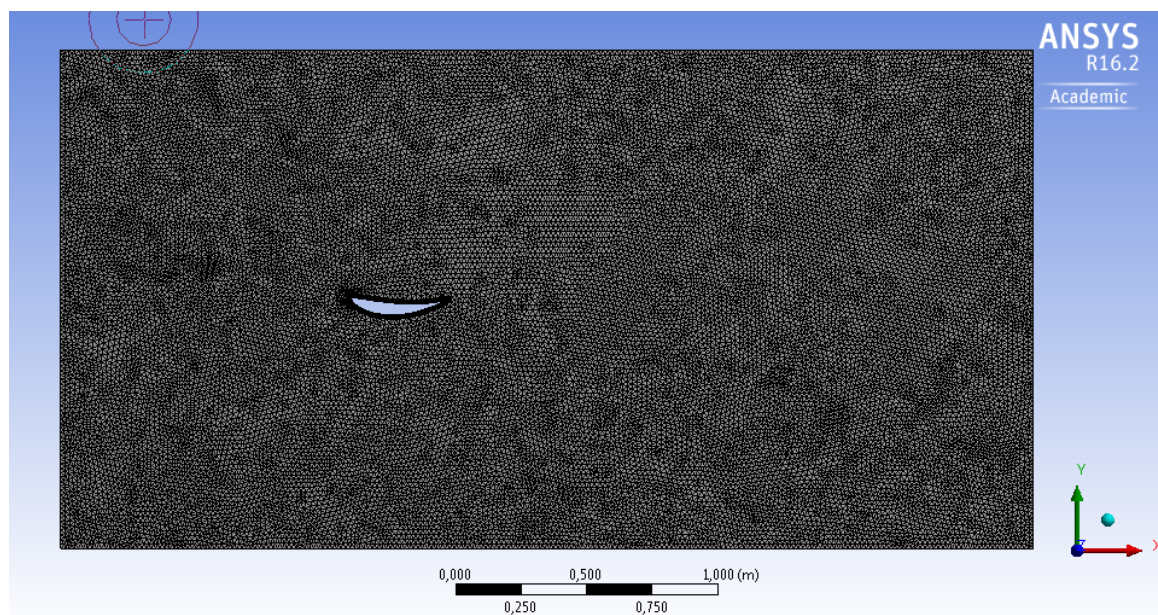


Figura 6.2 Mallado 1 de la geometría 2D

El mallado 1 es el más sencillo de todos. Como se puede observar a simple vista los elementos en todo el dominio son pequeños siéndolo más en la zona cercana al perfil. Si analizamos más en detalle el mallado veremos cada una de las herramientas como ha sido aplicada. En la siguiente figura podemos ver un plano más cerrado de este mallado que nos permite apreciarlo en detalle.

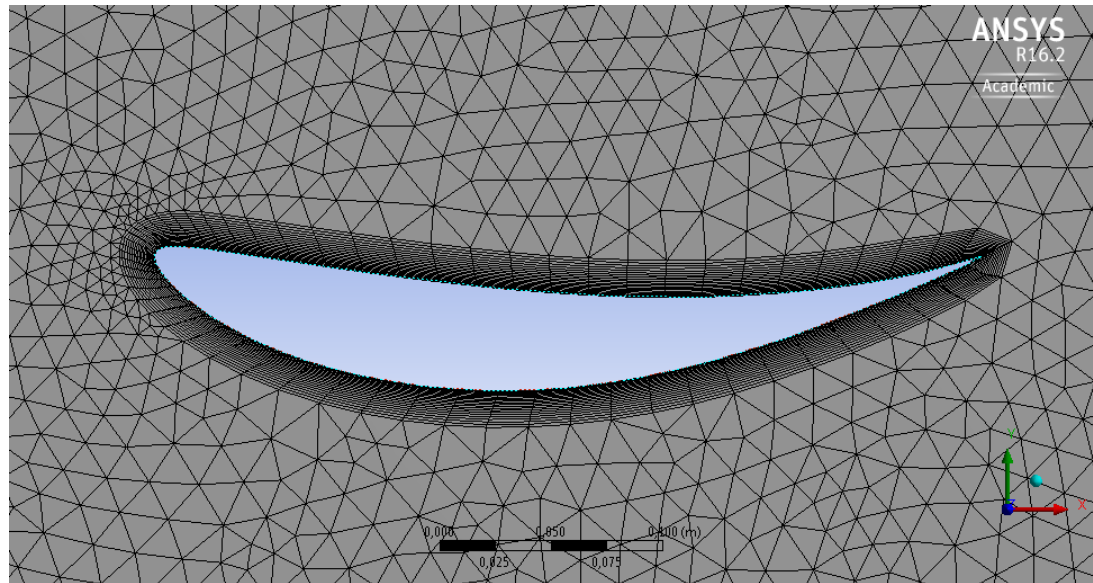


Figura 6.3 Mallado 1 en detalle

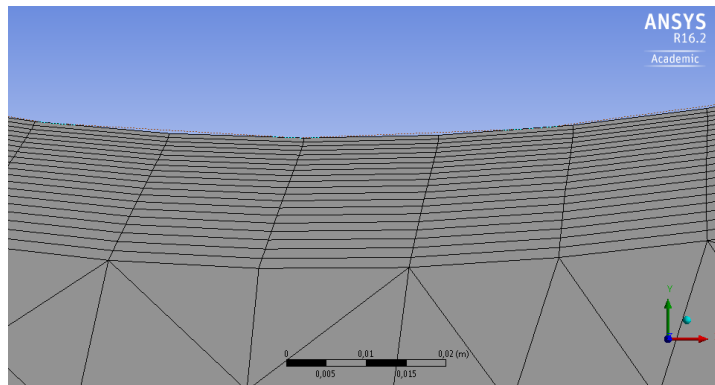
En la figura 6.3 podemos apreciar en detalle como existe una capa de elementos más finos en la zona próxima al perfil y como por ejemplo en el vértice de entrada del perfil la concentración de elementos es mayor debido a la curvatura de este. En este mallado se ha impuesto una medida de elemento en las aristas del ala de 1.7 cm lo cual no es un tamaño demasiado pequeño. Hemos hablado antes de la herramienta de '*Growth Rate*' pero en este caso no se ha utilizado. El motivo no es otro más que mediante la herramienta de '*Face Sizing*' se ha determinado un tamaño máximo de 1.7 cm también de manera que no existe crecimiento entre los elementos cercanos al perfil y los más alejados. Es interesante ahora mirar con más detalle la "*inflation*" que se ha realizado en este caso.

Details of "Inflation" - Inflation	
Scope	
Scoping Method	Geometry Selection
Geometry	1 Face
Definition	
Suppressed	No
Boundary Scoping Method	Geometry Selection
Boundary	5 Edges
Inflation Option	First Layer Thickness
<input type="checkbox"/> First Layer Height	5,e-004 m
<input type="checkbox"/> Maximum Layers	20
<input type="checkbox"/> Growth Rate	1,05
Inflation Algorithm	Pre

Figura 6.4 Parámetro de 'Inflation' del mallado 1

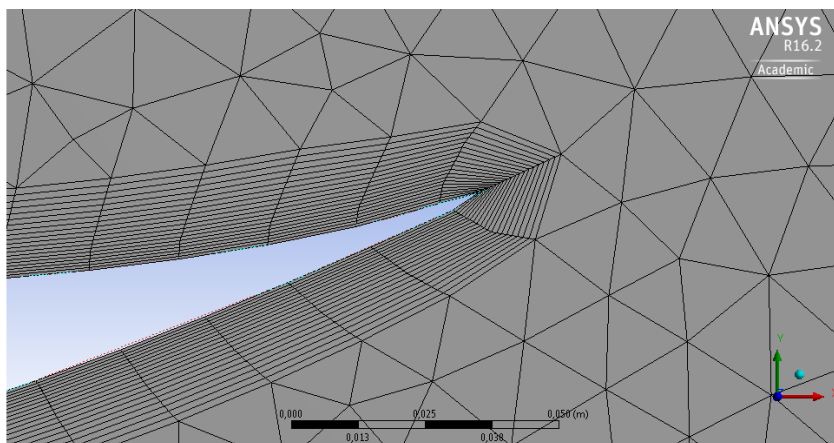
Podemos definir la 'inflation' a partir de diferentes métodos. En este caso se ha escogido el de darle grosor a la primera capa de la "inflation" y posteriormente se determinan el numero de capas que se desean y la velocidad de crecimientos de estas.

Se ha definido una altura de la primera capa de 0.5 mm de manera que en todo momento se comprenda la capa limite dentro de esta. Se han definido 20 capas con un ratio de crecimiento bajo, de 1.05, para seguir teniendo precisión a medida que nos alejamos de la curva del perfil. En la figura 6.5 se puede apreciar con detalle la 'inflation' que se ha realizado.



*Figura 6.5 Detalle de la 'inflation' del mallado 1*

Por último destacar una zona en concreto del mallado. Como se puede observar en la figura 6.6, en la zona de la cola, y debido al tamaño de los elementos que son demasiado grandes se han creado unos elementos de forma distorsionada. Es probable que posteriormente se vea algún comportamiento inusual debido a la baja calidad de estos elementos pero, como ya hemos dicho, esta es la malla más sencilla.



*Figura 6.6 Elementos distorsionados en la cola del mallado 1*

Por último ANSYS ofrece la opción de comprobar la calidad de nuestro mallado. Se nos ofrece el valor de calidad media, siendo 1 el máximo y 0 el mínimo, y una distribución de cuáles son los mejores y peores elementos. Para acabar con el primer mallado se ofrecen estos datos para poder compararlos posteriormente con los de los otros dos mallados. Como se puede observar pese a ser un mallado sencillo, la calidad teóricamente es muy



elevada. Sin embargo podemos observar como el mínimo de calidad es 0, lo que significa que existen elementos con esta calidad y que son los que forman parte de la cola y de las primeras capas. El número de elementos todavía es pequeño y por lo tanto la resolución será rápida. La versión académica de ANSYS de la que disponemos admite hasta 512.000 elementos.

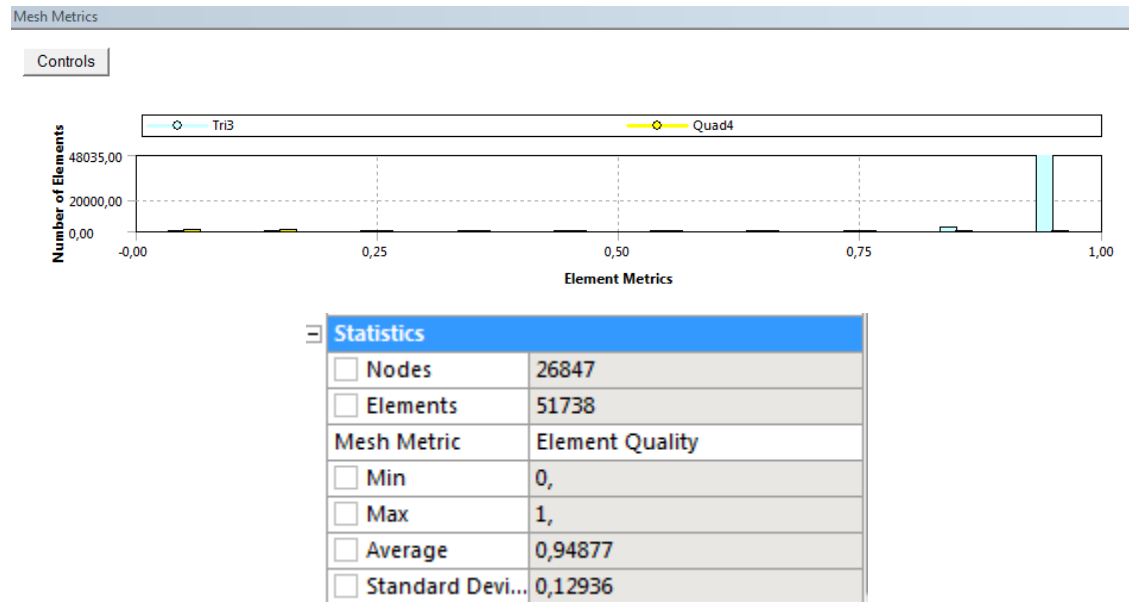


Figura 6.7 Datos de calidad del mallado 1

## Mallado 2

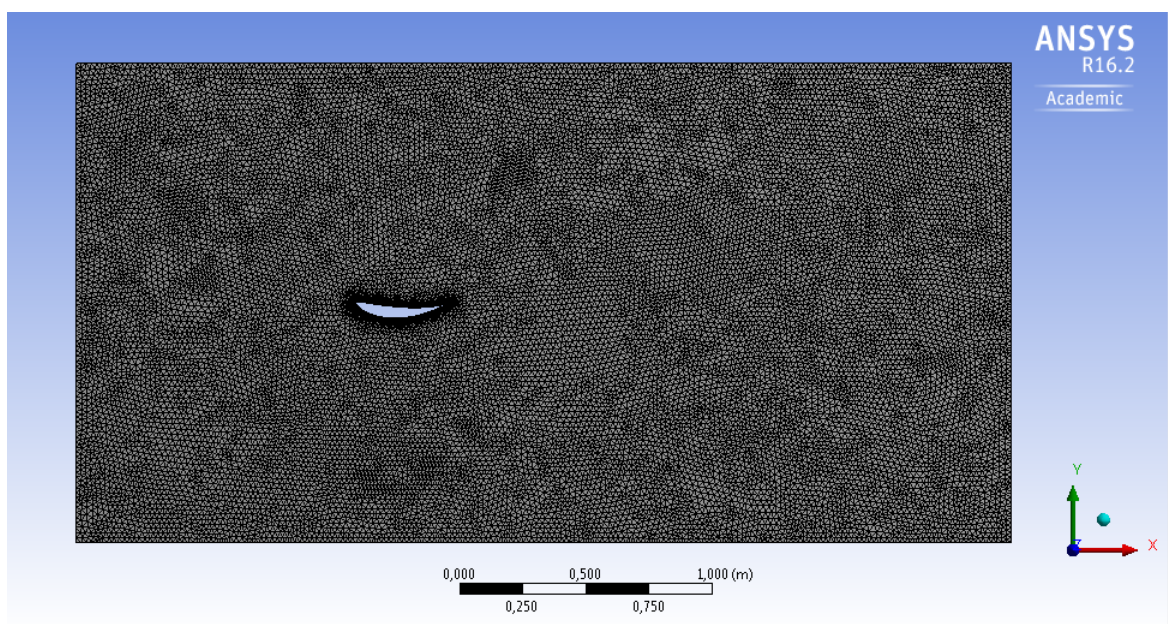


Figura 6.8 Mallado 2 de la geometría 2D

A primera vista puede parecer igual que el primer mallado, ya que comparten muchas características, sin embargo ya se puede apreciar en esta imagen que la zona próxima al perfil tiene elementos más pequeños. Si miramos más de cerca este mallado podremos apreciar con claridad las diferencias entre uno y otro y para ello se proporciona la figura 6.9.

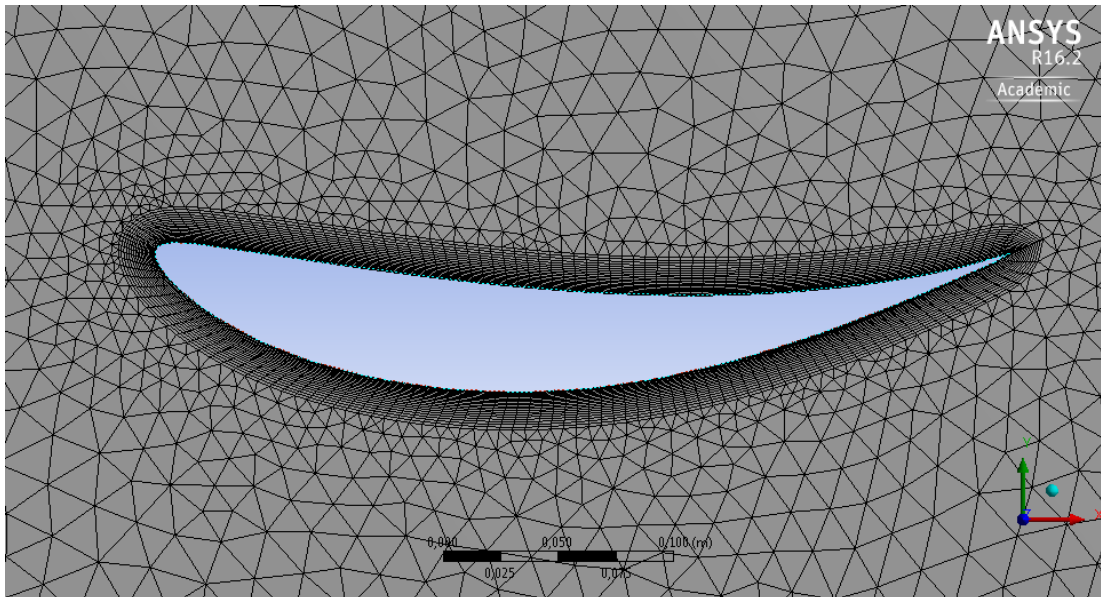


Figura 6.9 Mallado 2 en detalle

En esta imagen ya se puede apreciar que los elementos que forman parte del contorno del ala son de tamaño menor y este será el hecho que lo distinguirá del primero. De esta manera podremos ver cuán importante es el tamaño de los elementos que forman el contorno del ala. En este caso se ha utilizado la misma herramienta de 'sizing' sobre las aristas del perfil pero en este caso el tamaño elegido ha sido de 5 mm. Para este mallado se ha cambiado el tamaño máximo de elemento a 2 cm y además sí que se aplicara un 'Growth rate' determinado. En este caso se ha escogido el que viene por defecto, que es 1.2, y ya se puede apreciar que el crecimiento es bastante rápido de manera que en el último mallado se reducirá este parámetro para poder ver las diferencias. Para este mallado se ha vuelto a utilizar el método 'inflation' con los mismo parámetros que para el primer mallado, es decir, grosor de la primera capa de 0.5 mm y 20 capas. En el siguiente mallado se reducirá el grosor de la primera capa y así podremos medir como influye esto en el resultado.

En este mallado volvemos a encontrar problemas con los elementos de la cola del ala como se aprecia en la figura 6.10. Pese a que se ha reducido el tamaño de elemento la malla sigue sin adaptarse de manera correcta al perfil del alerón y se forman elementos que son extremadamente estrechos pero muy largos. Este hecho puede parecer que es positivo pero cuando miramos la calidad de estos elementos nos damos cuenta de que es muy baja. Probablemente si el ancho y el largo fueran iguales su calidad mejoraría.

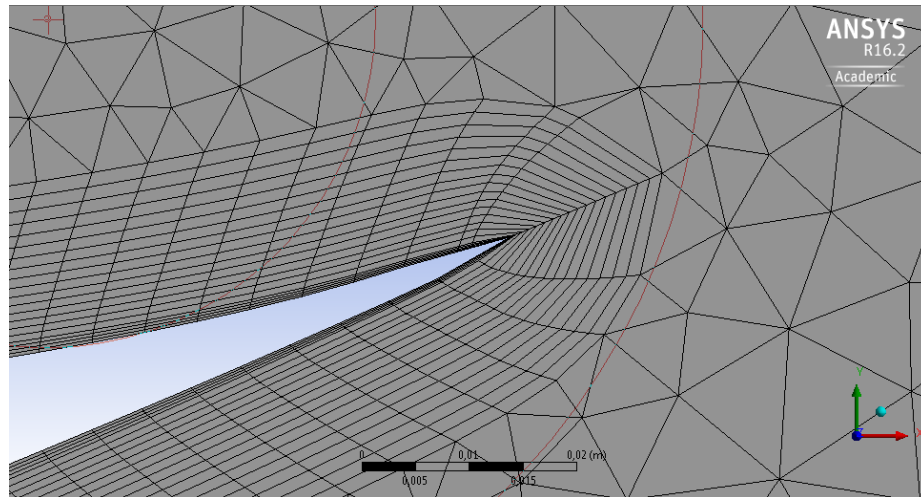


Figura 6.10 Elementos distorsionados en la cola del mallado 2

En esta figura se puede apreciar cómo, lejos de mejorar, los elementos que forman la cola en este segundo mallado son peores que los primeros. Se puede apreciar una zona oscura, que en el primero no existía, que es la acumulación de elementos estrechos que antes comentábamos.

Si ahora miramos los datos de calidad veremos cómo la media ha disminuido y en el gráfico podemos observar cómo ahora existen unas columnas amarillas que antes no se apreciaban prácticamente. Las columnas amarillas corresponden a la calidad de los elementos cuadrados, es decir, los que forman las primeras capas, y las azules corresponden a los elementos triangulares.

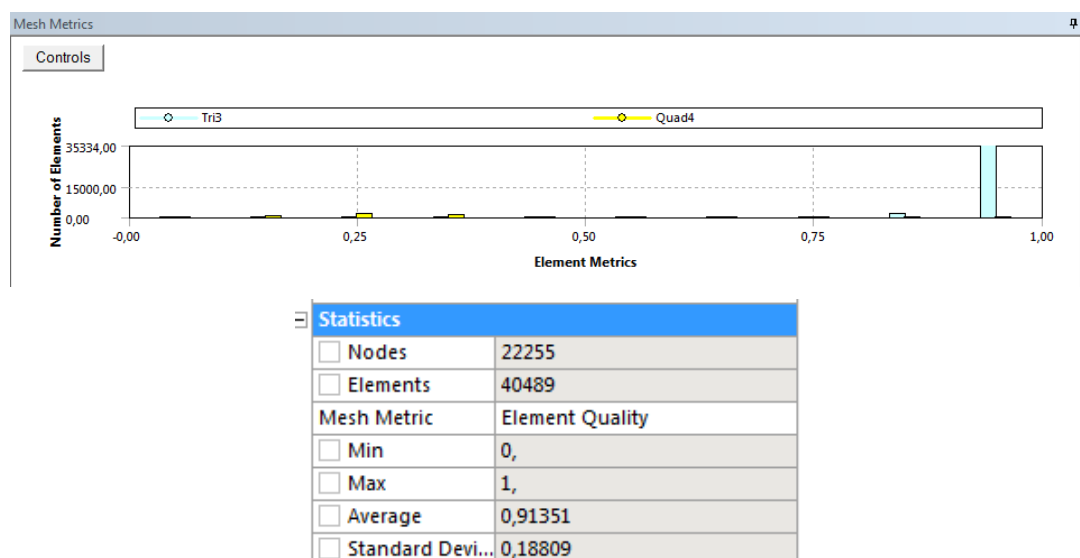
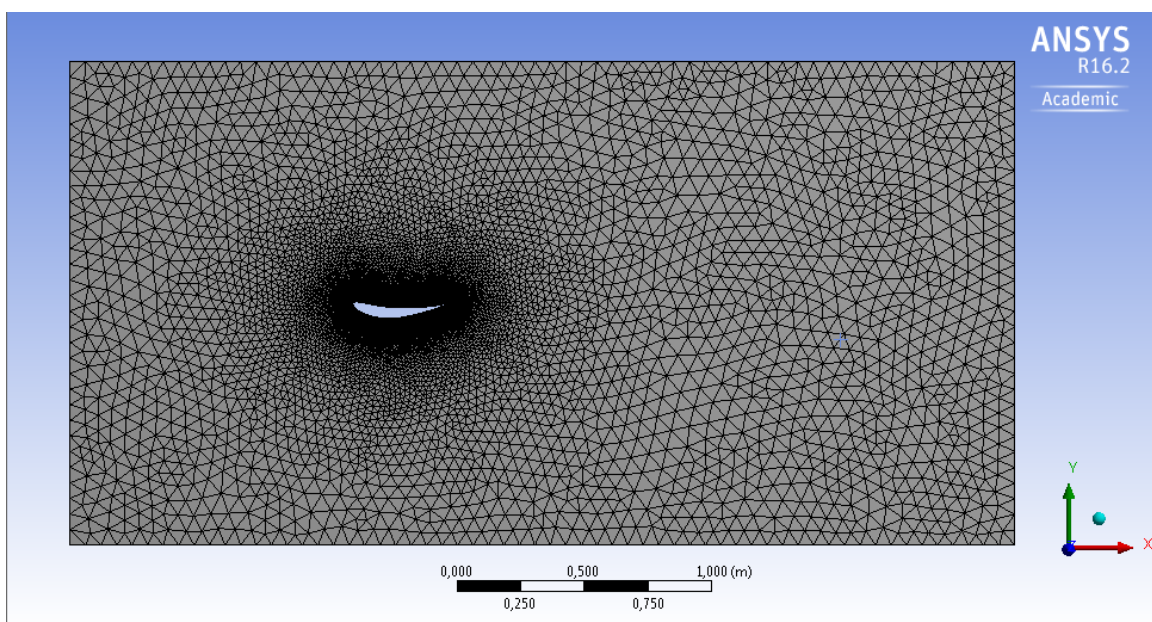


Figura 6.11 Datos de calidad del mallado 2

En la figura 6.11 se comprueba como la calidad ha pasado de 0.94 a 0.91. Por otro lado en la misma figura se aprecia como aparecen las columnas de elementos cuadrados en color amarillo que son los elementos que forman la cola del ala y el contorno del perfil. La calidad de estos elementos está comprendida entre 0 y 0.30 que en realidad son valores muy bajos y son los culpables de que la calidad media haya disminuido. Este hecho no significa que estos elementos tengan peor calidad en si, sino que al reducir el tamaño de elemento en el contorno, pasan a ser mas los elementos que se acumulan en estas zonas conflictivas y tienen más peso sobre la media.

Por último remarcar que al reducir la medida de los elementos del contorno por 4, se podría suponer que el número de elementos aumentaría, pero el hecho de cambiar el tamaño máximo de 1.7 a 2 cm hace que incluso el número de elementos se reduzca siendo ahora de 40489.

### Mallado 3



*Figura 6.12 Mallado 3 de la geometría 2D*

En este tercer mallado ya si se pueden apreciar diferencias evidentes. Se puede observar como ahora los elementos alejados del contorno del perfil son mucho más grandes, mientras que los cercanos son todavía más pequeños, además vemos como existe un crecimiento lento y progresivo hasta los límites del dominio.



Para poder analizar en detalle las características de este mallado se proporciona la siguiente figura.

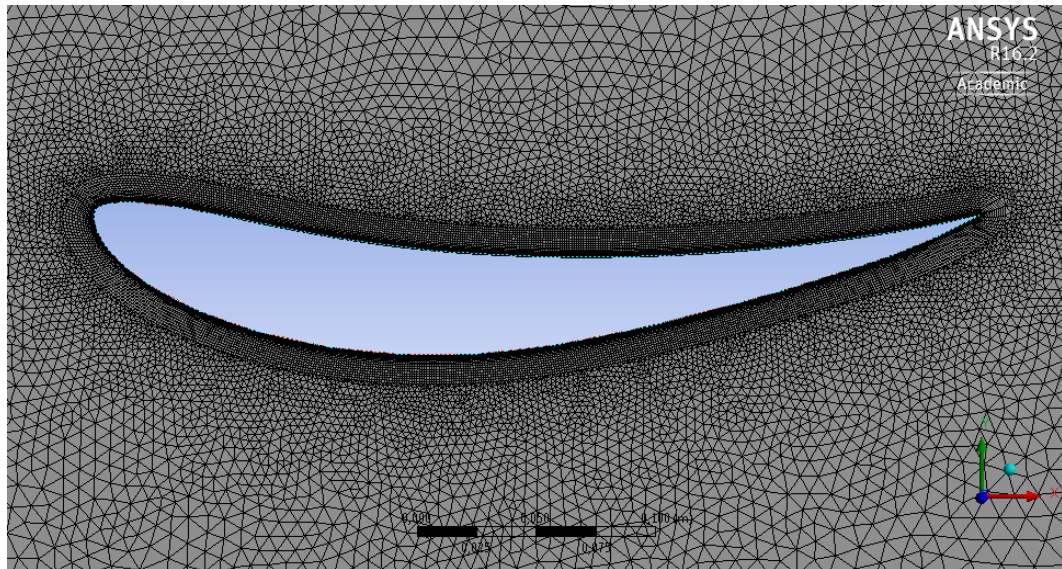


Figura 6.13 Detalle del mallado 3

Gracias a la figura 13 se confirma lo visto anteriormente. Los elementos del contorno ahora son más pequeños y miden tan solo 1 mm. Con la misma herramienta de 'sizing' hemos añadido un 'growth rate' más pequeño que en los dos mallados anteriores siendo este ahora de 1.07. Con esto conseguimos mantener un tamaño de elemento muy pequeño en toda la zona que rodea al perfil y en la cual se dan todos los fenómenos que nos interesa estudiar, por lo tanto parece lógico pensar que será la mejor malla en este aspecto. En esta ocasión no se ha definido un tamaño máximo de elemento de manera que estos crecen hasta el límite del dominio. En cuanto a la 'inflation' esta vez sí se han modificado sus parámetros. Por un lado se ha reducido el grosor de la primera capa pasando esta de ser 0.5 mm a 0.1 mm. Por otro lado al reducir el grosor de la primera capa y mantener el número de capas es necesario aumentar el 'Growth Rate' porque si no la zona ocupada por la 'inflation' sería demasiado estrecha. Con este objetivo se ha cambiado el 'growth rate' de 1.05 a 1.2 para conseguir un grosor total adecuado.

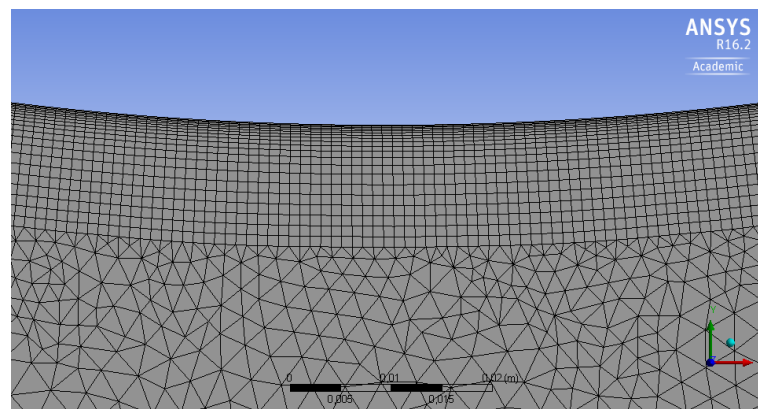


Figura 6.14 Detalle de la 'inflation' del mallado 3

Al realizar un sizing de menor tamaño en el contorno, vemos como los elementos que forman estas primeras capas tienen ahora una forma más regular. Se puede observar también que las primeras capas son ahora mucho más finas que en los dos mallados anteriores.

Sería lógico pensar por lo tanto que la calidad de este mallado será superior al de los otros, pero no es así. Como se puede apreciar en la figura 6.15, pese a haber reducido los elementos de la primera capa volvemos a encontrarnos con elementos distorsionados.

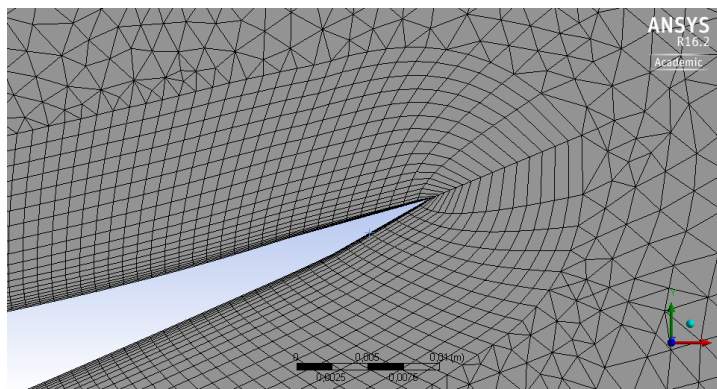


Figura 6.15 Elementos distorsionados en la cola del mallado 3

Volviendo a mirar los datos que hacen referencia a la calidad de los elementos vemos como el valor ha vuelto a reducirse más o menos en la misma medida que del primer al segundo mallado. Esta media se sitúa ahora en 0.85 y volvemos a encontrarnos con las columnas amarillas que hacen referencia a los elementos cuadrados.

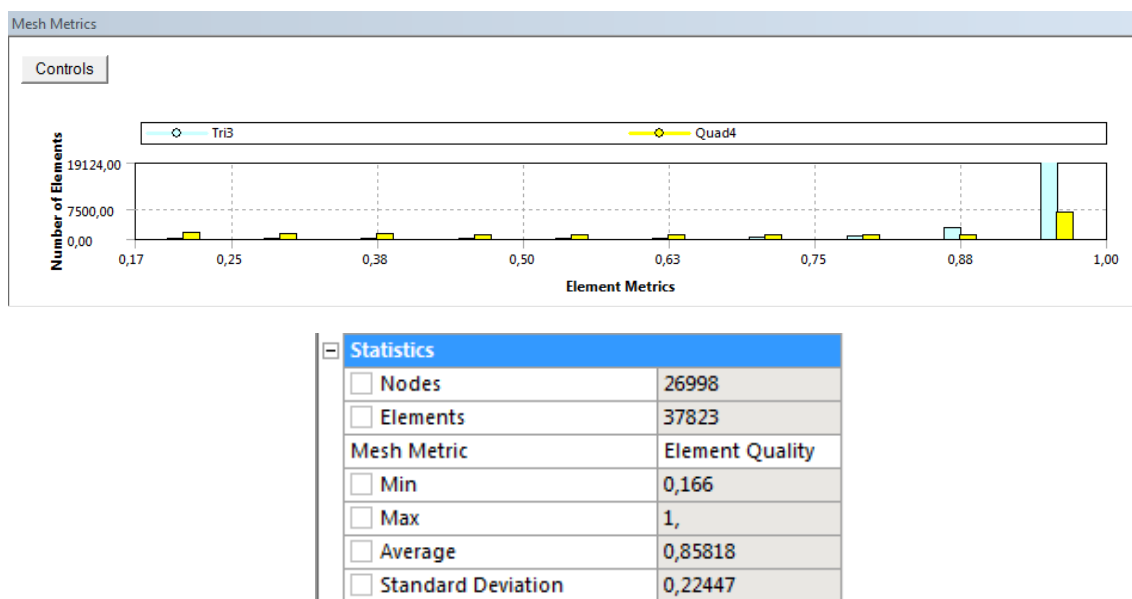


Figura 6.16 Datos de calidad del mallado 3

En esta ocasión, podemos comprobar que estas columnas están más repartidas a lo largo de todo el eje. De esta manera podemos confirmar la hipótesis planteada anteriormente. La calidad se reduce debido a que ahora existen más elementos en la zona cercana al contorno del perfil y no porque su calidad sea inferior al reducir el tamaño. En este caso vemos como estos elementos cuadrados ya no tienen todos calidad baja sino que su calidad va desde 0.16 hasta 1. De hecho es el único mallado en el cual la calidad mínima no es 0 sino precisamente los 0.16 que se comentan.

Además se puede observar como ahora existe una columna amarilla que hace referencia a elementos cuadrados con calidad 1. Se deduce que el aumento en la calidad de estos elementos es debido a la mayor homogeneidad de los elementos que forman la 'inflation'. Así mismo vemos que ahora existen elementos triangulares de menor calidad debido a que no se ha fijado tamaño máximo de elemento y estos han crecido hasta los límites del dominio. Sin embargo esto no debería suponer ningún problema ya que están situados en una zona en la que el flujo prácticamente no se ve alterado. Pese a que la calidad media es menor podría considerarse antes de hacer el análisis que este mallado debiera dar los resultados más precisos.

### Problemas del mallado

Durante la presentación de las diferentes mallas no se ha hecho referencia a que perfil pertenecían las figuras ya que los mallados que se han aplicado son exactamente iguales en cuanto a parámetros para los dos perfiles. Sin embargo si han aparecido algunos problemas en uno de los perfiles en concreto y otros que compartían ambos.

En primer lugar el perfil CH10 ha presentado muchos problemas a la hora de definir la 'inflation'. Al definir un grosor de primera capa muy pequeño el conjunto de capas que forman la 'inflation' se distorsionaba en las zonas de mayor curvatura.

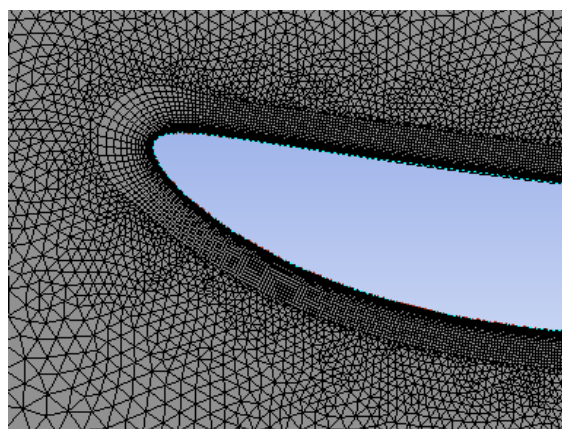


Figura 6.17 Problemas en la punta del mallado 3

En la figura 6.17 se puede apreciar el defecto que se comentaba. La parte que se muestra es la delantera y se ha aceptado la pequeña distorsión que se crea. Sin embargo este mismo problema en la parte trasera originaba unos elementos muy deformados y que en ningún caso eran aptos para el análisis. Se descubrió que eliminando un trozo de arista sobre la que se aplicaba la 'inflation' se conseguir evitar este problema. En la siguiente figura se muestra el resultado final en la cola del ala.

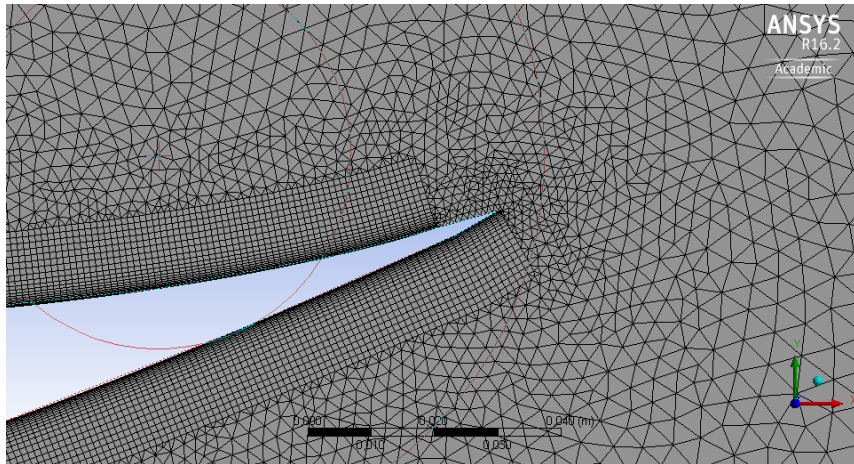


Figura 6.18 Detalle de la solución aplicada en la cola del mallado 3

El segundo problema con el que se ha tenido que lidiar, viene dado por como SolidWorks genera superficies. La curva que define el alerón está formada por una serie de puntos que SolidWorks une mediante un spline de manera que queda una curva suave. El problema se origina al construir una superficie ya que de alguna manera aproxima esta curva a una serie de rectas y se pierde toda la suavidad de la curva.

Este hecho ha originado problemas al definir los mallados ya que ANSYS utiliza como referencia la curva creada inicialmente pero el mallado se aplica sobre la superficie que ha sido aproximada mediante rectas. A través de la siguiente figura se entiende mejor el problema.

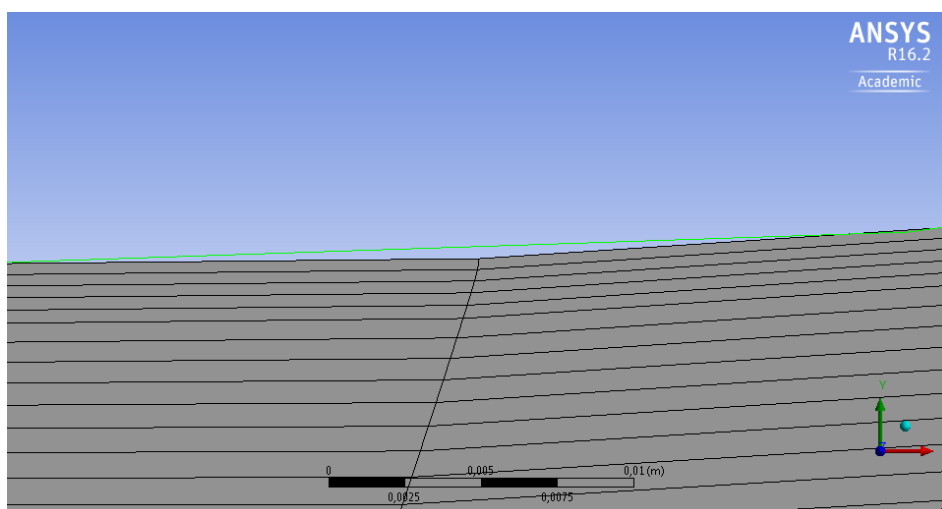


Figura 6.19 Curva por puntos en verde y contorno creado del ala en gris

La curva generada por solidworks seria la línea verde y el contorno creado la superficie gris. De esta manera ANSYS al hacer un 'sizing' coloca la medida de elemento fijada sobre el contorno teórico, es decir sobre la línea verde, y no sobre el contorno creado realmente. Debido a este problema algunos parámetros de la 'inflation' han tenido que ser modificados porque daban lugar a elementos de formas distorsionadas.

#### 6.2.1.3. Set up

Una vez se ha definido el mallado, es necesario definir las condiciones de contorno correspondientes y determinar cual será el fluido con el que se va a trabajar. Para poder definir condiciones de contorno ANSYS requiere que se dé un nombre a todas las aristas del modelo para posteriormente poder definir qué tipo de superficie es cada una de ellas haciendo referencia a su nombre. La definición de estos nombres, que ANSYS llama 'Named Selections', debe hacerse dentro del apartado de mallado.

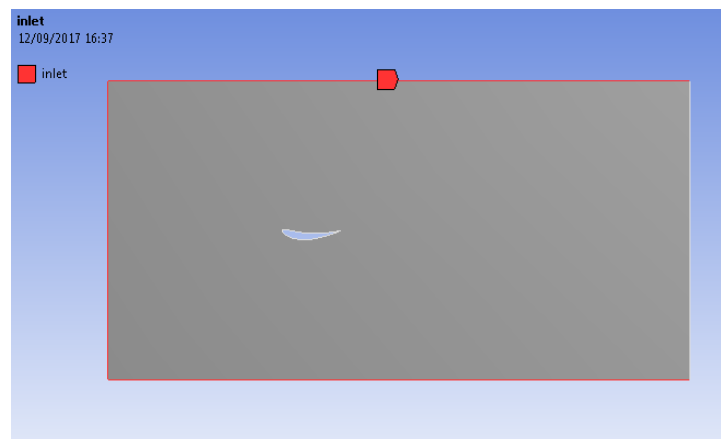


Figura 6.20 'named selections' de la geometría 2D

Una vez dentro del apartado de 'setup' y con todas las aristas definidas, el primer paso es definir el modelo de turbulencia que se utilizara para calcular los esfuerzos turbulentos juntamente con el resto de ecuaciones del fluido. en el problema. Dentro de todos los que ofrece Fluent se dedica especial atención a tres de ellos, el standard k-epsilon, k-omega y SST k-omega.

#### Modelo k-epsilon ( $K - \epsilon$ )

Es un modelo muy conocido y usado ampliamente en el mundo del CFD. Este modelo resuelve dos ecuaciones de transporte cuyas variables son la energía cinética turbulenta y la disipación turbulenta ( $\epsilon$ ) siendo esta segunda variable la que determina la magnitud de la turbulencia. Las características de este modelo lo hacen útil para flujos muy turbulentos y sin separación y para flujos libres.



Sin embargo si se trata de flujos complejos que conlleven gradiente de presión adversos muy severos o líneas de corriente con gran curvatura, este modelo no es capaz de simular el flujo correctamente. Uno de los defectos más importantes para nuestro problema, es el hecho de que este no sea capaz de detectar con precisión la separación de la capa límite, fenómeno fundamental en este estudio. Dado que es un modelo que no percibe lo que ocurre en puntos cercanos a una pared se desestima como modelo para nuestro estudio.

### **Modelo Standard k-omega ( $K - \omega$ )**

Otro modelo muy conocido es el k-omega y en este caso también resuelve dos ecuaciones. Las variables en este modelo son la energía cinética turbulenta y la disipación específica ( $\omega$ ) y es esta segunda la que determina la magnitud de la turbulencia. Este modelo, en cambio, si es adecuado en condiciones de gradientes de presión adversos. Funciona muy bien en flujos entre paredes y es capaz de detectar con precisión la separación de la capa límite aunque requiere de una alta resolución de mallado cerca de la pared. Por otro lado es un modelo que es preciso con flujos de transición. Como aspecto negativo podríamos decir que a pesar de detectar la separación de la capa límite, este modelo suele hacerlo de manera muy temprana y excesiva lo que puede dar lugar a resultados que se alejan de la realidad si no se refina mucho el mallado en la pared. Parece que este modelo si tiene las características necesarias para realizar una buena simulación de nuestro problema.

### **Modelo SST k-omega**

Para acabar se presenta el último modelo y el que finalmente se ha elegido. El modelo SST (del inglés '*Shear Stress Transport*') es una variante del standard k-omega y pese a ser parecido resulta más adecuado que el anterior. El modelo SST combina el modelo k-omega para el uso cerca de las paredes y el modelo k-epsilon para cuando el flujo está lejos de estas. A parte de las ventajas que presenta el modelo k-omega, y que este también incluye, el SST es muy preciso a la hora de determinar el inicio de la separación de la capa límite y la medida en la que esta lo hace cuando se trata de gradientes adversos de presión como es nuestro caso. De hecho este modelo se recomienda cuando se necesita gran precisión en simulaciones de capa límite. Vistas sus características es evidente que este modelo reúne todas las características necesarias para resolver un problema de este tipo de manera que este modelo será el utilizado para las simulaciones.

Una vez se ha elegido el modelo de turbulencia a utilizar el siguiente paso es dar forma al fluido que se va a utilizar. En nuestro caso es el aire y todas sus propiedades vienen definidas por defecto de manera que solo tendremos que seleccionarlo. Elegido el fluido es necesario definir su velocidad y dirección. [29]

### Datos de referencia

Es necesario también, facilitar una serie de datos de referencia para que ANSYS pueda realizar los cálculos. Como ya se comentó anteriormente ANSYS proporciona los coeficientes  $C_D$  y  $C_L$  pero necesita datos como la velocidad o la cuerda del ala para poder calcularlo. Es por eso que para estos datos escogeremos la opción '*compute from inlet*' de manera que solo tendremos que modificar la cuerda del alerón, que por defecto es 1, y el área que utiliza para calcular los coeficientes. En ambos campos introduciremos 0.37 ya que esta es la cuerda del alerón y la profundidad de este es 1 metro.

### Condiciones de contorno

Como es lógico es necesario definir las condiciones de contorno a las cuales está sujeto el problema. Al realizar las '*Named selections*' dimos nombres a las aristas de manera que estas puedan ser reconocidas por ANSYS. Gracias a esto, las aristas definidas como inlet las ha detectado como tal, igual que con la de 'outlet' mientras que la que no recibió ningún nombre la define como pared, que es lo que nos interesa. La primera condición de contorno es el '*inlet*' y es necesario definir como será este. En el '*inlet*' o flujo de entrada se debe definir la magnitud y dirección de la velocidad. Para explicar cómo se define es importante comentar que existen dos maneras de variar el ángulo de ataque en una simulación. La primera de ellas consistiría en rotar el perfil del ala dándole a esta una inclinación y mantener el fluido en dirección horizontal. La segunda de ellas consiste en mantener el ala horizontal e ir variando la dirección del fluido en cada simulación. Se escoge la segunda opción ya que la primera de ellas obliga a realizar una geometría diferente para cada ángulo de ataque lo que resultaría muy laborioso. Así pues se define una velocidad de 150 km/h que equivale a 41.6 m/s que son las unidades que utiliza ANSYS. Esta velocidad y con el perfil que trabajamos corresponde a un número de Reynolds de 1.019.200 de manera que podremos comparar nuestros resultados con los correspondientes a 1.000.000 de Reynolds de la base de datos '*Airfoiltools*'. En cuanto a la dirección, para cada ángulo, se tendrá que definir su componente vertical y horizontal en formato seno y coseno.

El '*outlet*' y las paredes sin embargo no necesitan que se aporte ningún valor más de manera que dejamos las opciones que vienen por defecto. Por último es importante definir las condiciones de la simulación. El primer paso es dar unos valores iniciales para que el programa tenga un punto a partir del cual iterar y en este caso le daremos los valores del '*inlet*' como solución inicial. A continuación se debe escoger el número máximo de iteraciones que se realizarán y el valor a partir del cual se considera que la solución ha convergido. En este caso todas las simulaciones tendrán alrededor de 1000 iteraciones y se escoge un valor de convergencia de  $1 \cdot 10^{-4}$ . Para poder comprobar dicha convergencia se monitorizan los dos coeficientes aerodinámicos de manera que se pueda ver fácilmente si la solución converge o si por lo contrario existe algún error en el planteamiento del problema.

#### 6.2.1.4. Resultados

En este último apartado se comentarán y analizarán los resultados obtenidos mediante la simulación. Se compararán los resultados de coeficientes aerodinámicos con los de las bases de datos de airfoltools para así poder validar nuestros mallados y ver cuál de ellos ofrece unos resultados más veraces. También se analizarán en detalle los fenómenos aerodinámicos que se dan sobre el alerón y se estudiara cómo evolucionan estos al ir aumentando el ángulo de incidencia. Se han hecho simulaciones para los ángulos  $0^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $8^\circ$  y  $10^\circ$ .

Como ya se ha comentado son dos los perfiles que se ensayan, el CH10 y el E423. Para empezar se analizará el comportamiento de cada perfil para diferentes ángulos de ataque utilizando el segundo mallado. Se utiliza este mallado ya que es el que se podría considerar intermedio, no es tan sencillo como el primero ni tan refinado como el tercero. Posteriormente y ya con los resultados de los coeficientes aerodinámicos se estudiarán las diferencias que hay entre los resultados de cada mallado. Dentro de cada mallado se comentan las pequeñas diferencias que se obtienen entre los dos perfiles.

#### Evolución del ángulo de ataque del perfil E423

Para comenzar se analizaran las distribuciones de velocidades para cada ángulo de incidencia. De esta manera podremos visualizar cómo evoluciona el desprendimiento de la capa límite a medida que se aumenta el ángulo de ataque. A continuación se presentan las distribuciones de velocidades para los ángulos de  $0^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $8^\circ$  y  $10^\circ$ . En estas distribuciones la variable que se representa varía su magnitud en función del color. Desde los valores más bajos en color azul, pasando por verde, amarillo y hasta llegar al rojo como valores más elevados.

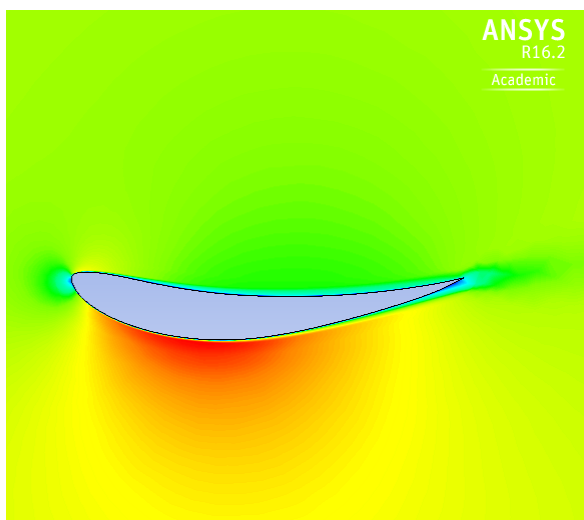


Figura 6.20 Distribucion de velocidades  $0^\circ$

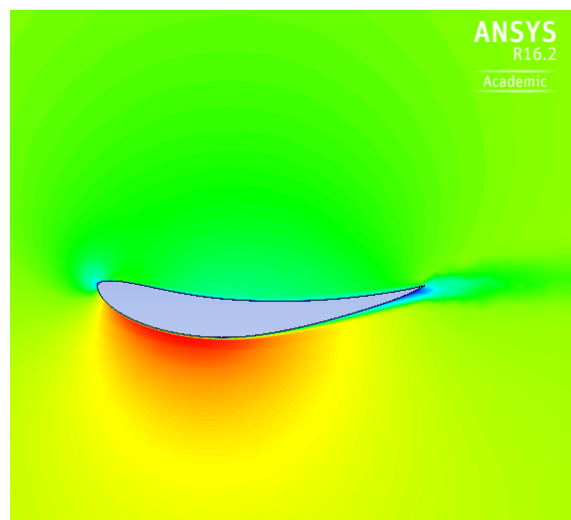
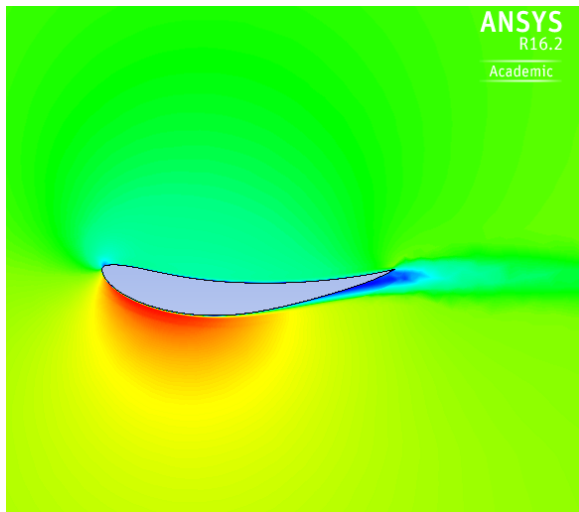
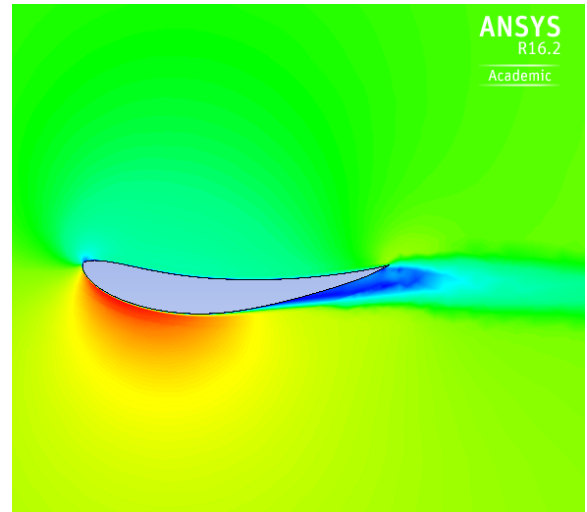


Figura 6.21 Distribucion de velocidades  $4^\circ$



*Figura 6.22 Distribucion de velocidades 8°**Figura 6.23 Distribucion de velocidades 10°*

Podemos observar como para el ángulo de  $0^\circ$  no existe desprendimiento de la capa límite. Cerca del contorno del perfil se puede apreciar que existe una zona con tonos azulados que corresponden a las velocidades más pequeñas. Esta zona es la que se ve afectada por el efecto de la capa límite y que por lo tanto posee una velocidad menor. En la figura 6.21 ya se puede apreciar como esta zona azul ha crecido en el área cercana a la cola del ala. Todas las zonas de color azul oscuro corresponden a partes del fluido en el cual el flujo es desordenado y de muy baja velocidad. En esa zona ya se ha producido el desprendimiento de la capa límite aunque en un punto muy cercano al vértice de salida de manera que no afecta negativamente al comportamiento del ala. En la figura 6.22 podemos observar con mayor claridad el desprendimiento de la capa límite. Ahora ya sí existe una zona bien definida de color azul oscuro. Esta corresponde al flujo que ha recirculado debido al gradiente de presiones adverso que ha provocado la separación de la capa límite. Vemos como esta se produce a una distancia equivalente a  $3/4$  de la cuerda del ala de manera que sigue sin afectar negativamente al funcionamiento del esta. En la última figura 6.23 vemos que la capa límite ya está separada desde la mitad de la cuerda del alerón. La zona de color azul oscuro ya es muy grande y se puede apreciar perfectamente la estela que va dejando el ala.

Esta misma evolución de la capa límite la podemos observar a través de los puntos de máxima velocidad. En las figuras 6.20 y 6.21 la zona roja, que corresponde a las velocidades más altas, se distribuye uniformemente a lo largo de todo el ala. En la figura 6.23 en cambio ya se puede apreciar como esta es más estrecha y se centra principalmente en la punta del perfil y en la última se evidencia todavía más este hecho.

Mientras la capa límite se mantiene sobre la superficie del ala el fluido mantiene su alta velocidad hasta que este se junta con el fluido de baja velocidad que proviene de la cara superior. Sin embargo para ángulos mayores en los que esta se separa el fluido pierde velocidad y como consecuencia se reducen las fuerzas de sustentación.

De la misma manera que con la distribución de velocidades se procede ahora a mostrar las distribuciones de presiones. Gracias a estas distribuciones podemos ver como evoluciona la diferencia de presiones entre las dos caras del ala y también podemos apreciar como varia el punto de incidencia del fluido. Gracias a esto podremos entender mejor porque el ala pierde rendimiento para según qué niveles de inclinación. A continuación se muestran dichas distribuciones para los mismos ángulos que en el caso anterior.

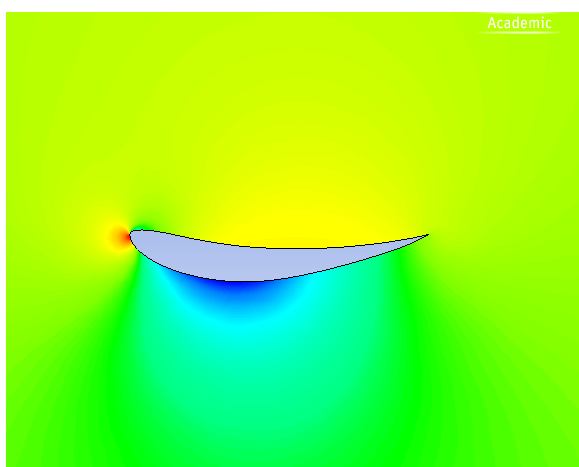


Figura 6.24 Distribución de presiones 0°

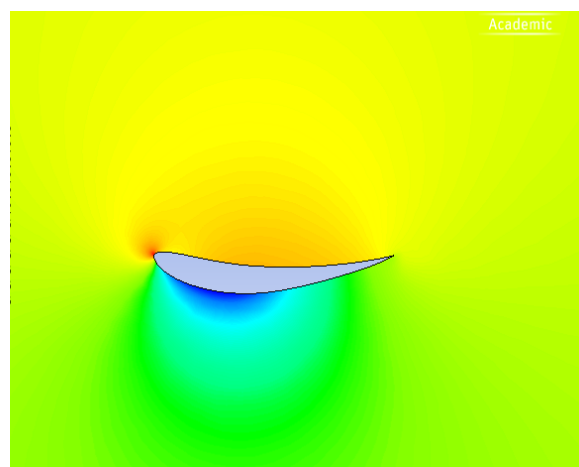


Figura 6.25 Distribucion de velocidades 4°

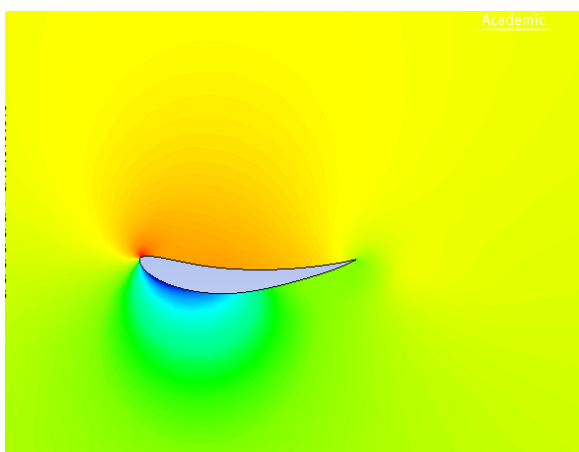


Figura 6.26 Distribucion de velocidades 8°

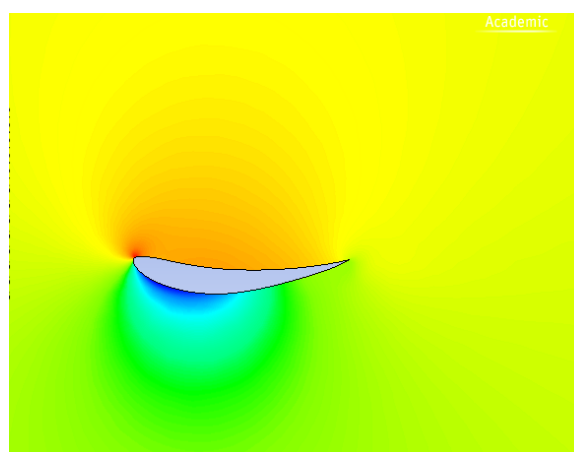


Figura 6.27 Distribucion de velocidades 10°

En la figura 6.24 se puede ver claramente como en la zona inferior del ala se crea una depresión debido a que el fluido se acelera. Podemos ver también en esta misma figura como el punto de incidencia del flujo todavía se encuentra por debajo del vértice de ataque

del ala. Esto probablemente sucede porque este perfil no ha sido diseñado para trabajar con este ángulo de ataque. Al incidir el fluido en una zona tan baja, este se encuentra una disminución de sección tanto por arriba como por abajo haciendo que se acelere en las dos zonas. De hecho, en la zona justo por encima del punto de incidencia, se observa un área de color verde en la que la presión es inferior debido al aumento de velocidad. Todo esto provoca que en la cara superior no se consiga crear la sobrepresión necesaria para crear una gran diferencia de presiones entre caras. Se puede observar como la cara superior del ala tiene presiones muy parecidas a las del flujo libre de manera que la fuerza de sustentación que se genera no es muy alta.

Si continuamos la evolución del ángulo de ataque vemos como en la figura 6.25 ya sí que se genera una sobrepresión en la zona superior. Como el punto de incidencia se sitúa ahora más arriba ya no ocurre el fenómeno descrito anteriormente y el fluido no se acelera en una zona donde no debiera. La depresión de la zona inferior sigue existiendo, aunque ya se puede ver como esta se ha estrechado debido a que se empieza a producir desprendimiento de la capa límite cerca de la cola. En las dos siguientes figuras, la 6.26 y 6.27, ya se ve claramente como existe una diferencia de presiones evidente entre ambas caras del ala lo que dará lugar a fuerzas de sustentación muy elevadas. De la misma manera que pasaba con la distribución de velocidades, la zona de baja presión que antes representaba velocidades altas, va reduciéndose debido a que el desprendimiento de la capa límite cada vez se produce antes.

Por último y no menos importante se analizan las distribuciones de energía cinética turbulenta. Gracias a ellas podremos ver en que situaciones se generan más turbulencias y como consecuencia en que situaciones el ala tiene un comportamiento más inestable. Además también nos dan una idea muy buena de en qué punto se separa la capa límite, ya que cuando esto ocurre en la zona donde el fluido re circula esta energía es muy elevada y se diferencia claramente del resto.

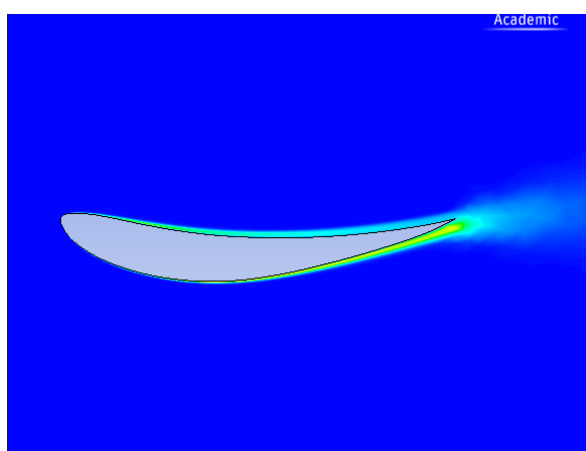


Figura 6.28 Distribución de energía cinética turbulenta 0°

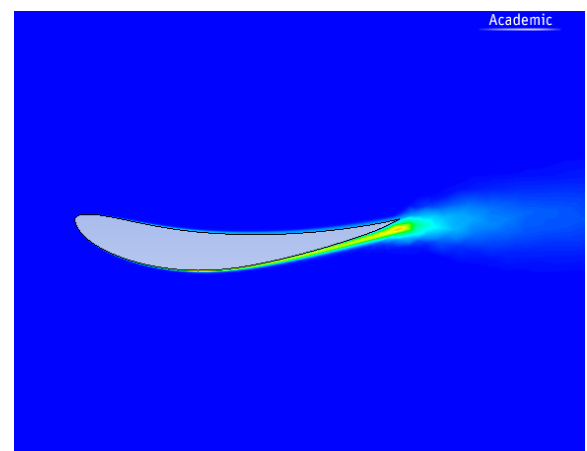
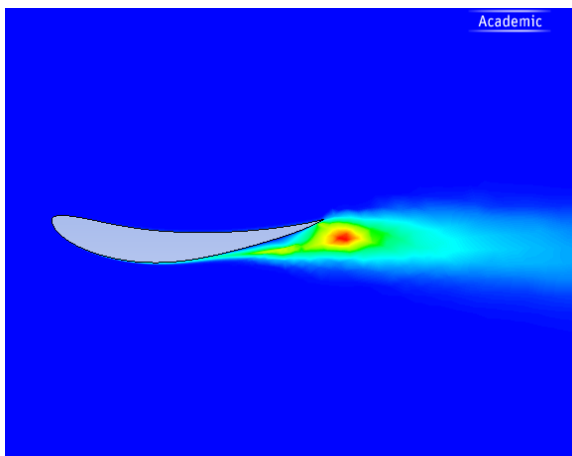
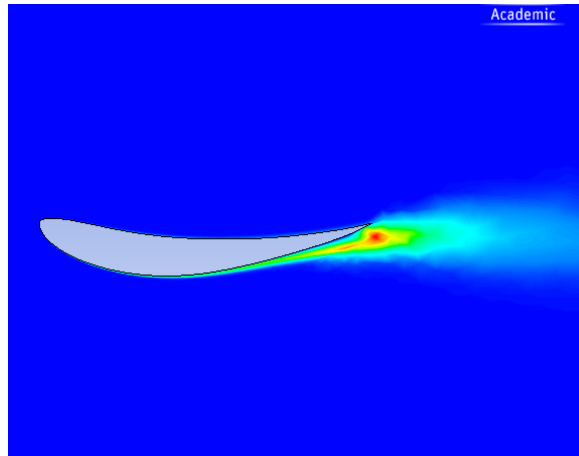


Figura 6.29 Distribución de energía cinética turbulenta 4°



*Figura 6.30 Distribución de energía cinética turbulenta 8°*



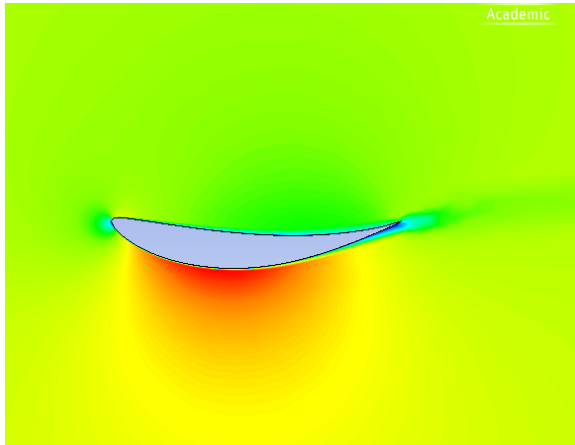
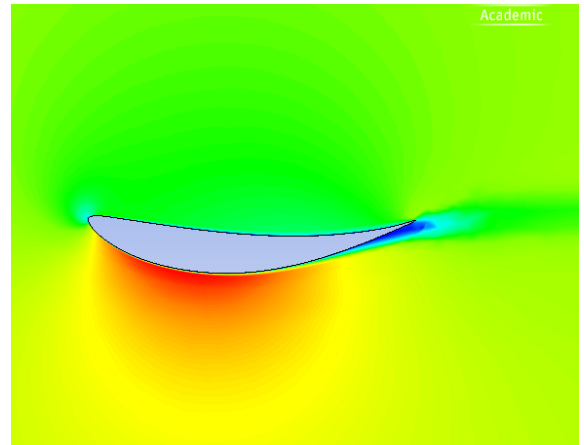
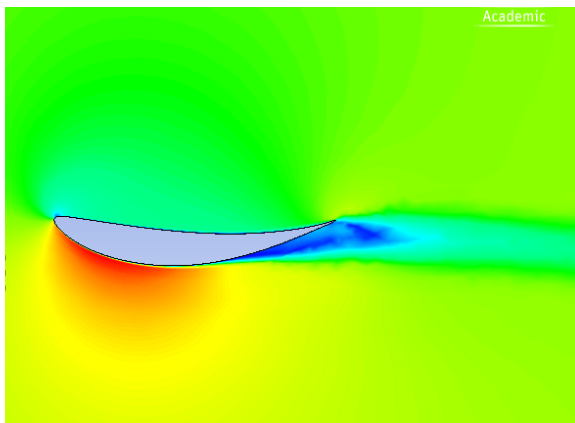
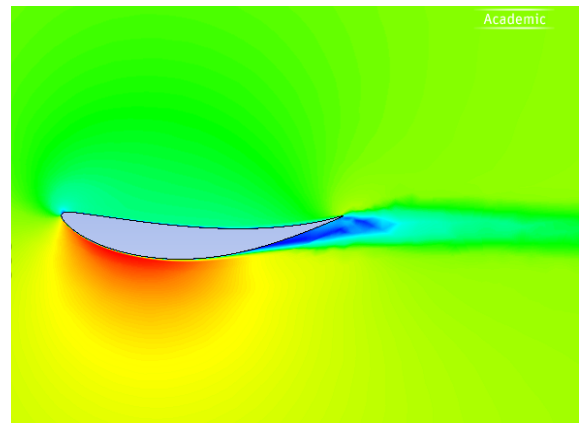
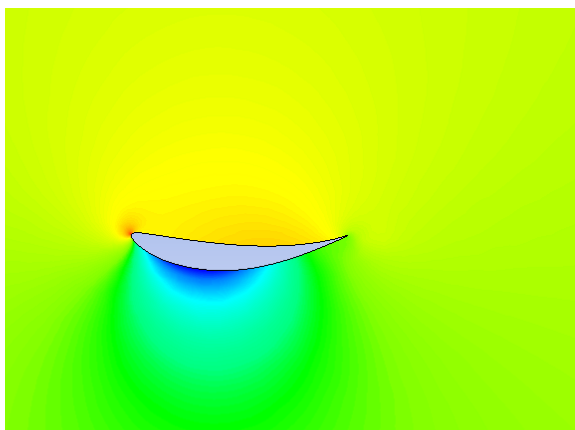
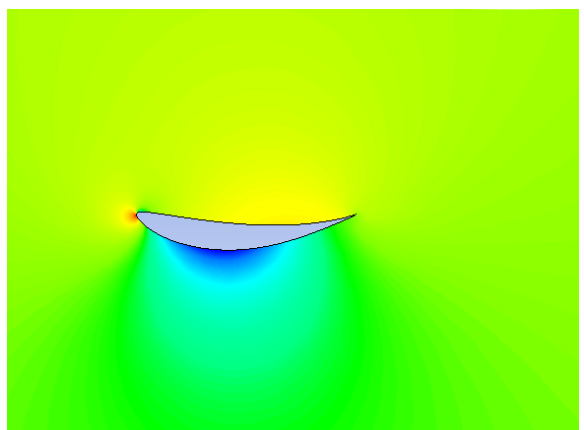
*Figura 6.31 Distribución de energía cinética turbulenta 10°*

En la figura 6.28 se puede ver cómo, al no haber desprendimiento de la capa límite, la turbulencia que se genera en la cara inferior es muy pequeña. Sin embargo en la cara superior donde no debería existir esta energía vemos como existe una pequeña franja en la que si la hay. Al incidir tan abajo el fluido, este se encuentra con una geometría muy brusca en la zona superior provocando prácticamente que se desprenda la capa límite en esta zona. Como ya se ha comentado el perfil E423 no está pensado para trabajar con ángulo 0 y al hacerlo genera estas inestabilidades. En la figura 6.29 ya se aprecia una zona con mas turbulencias cercana a la cola donde ya se ha producido separación de la capa límite. En las dos siguientes figuras, 6.30 y 6.31, vemos como se genera una estela muy definida dado que al desprenderse la capa antes se genera mayor turbulencia.

### **Evolución del ángulo de ataque del perfil CH10**

Previamente se ha explicado la evolución de diferentes variables a medida que variaba el ángulo de ataque con el perfil E423. Esta evolución a rasgos generales es igual sobre el perfil CH10 de manera que para evitar repeticiones se proporcionan las imágenes de este perfil pero solo se destacarán las diferencias que se pueden apreciar entre uno y otro.

A continuación se muestran las distribuciones de las mismas variables que para el perfil E423 y posteriormente se comentan las diferencias encontradas entre los dos perfiles.

*Figura 6.32 Distribución de velocidades 0°**Figura 6.33 Distribución de velocidades 4°**Figura 6.34 Distribución de velocidades 8°**Figura 6.35 Distribución de velocidades 10°**Figura 6.36 Distribución de presiones 0°**Figura 6.37 Distribución de presiones 4°*

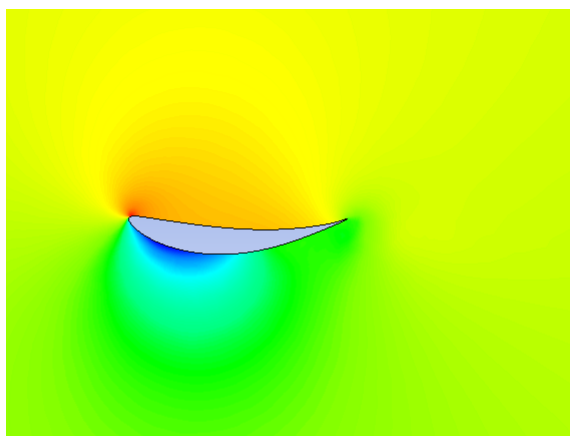


Figura 6.38 Distribución de presiones 8°

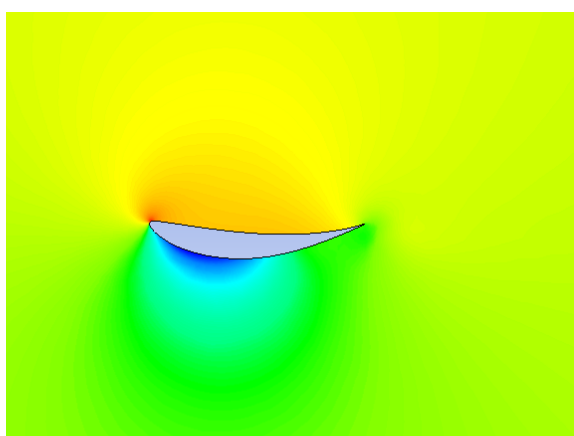


Figura 6.39 Distribución de presiones 10°

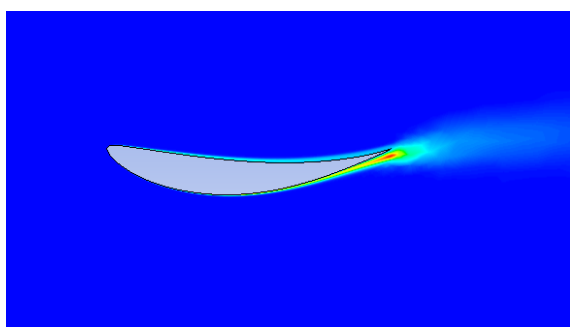


Figura 6.40 Distribución de energía cinetica  
turbulenta 0°

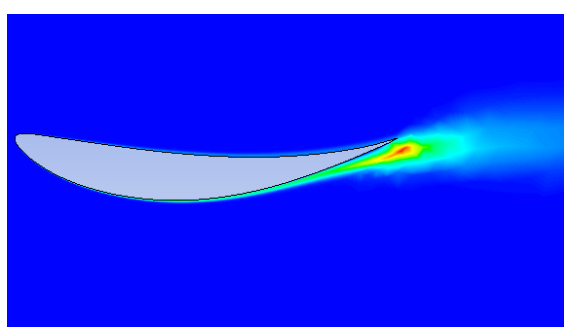


Figura 6.41 Distribución de energía cinetica  
turbulenta 4°

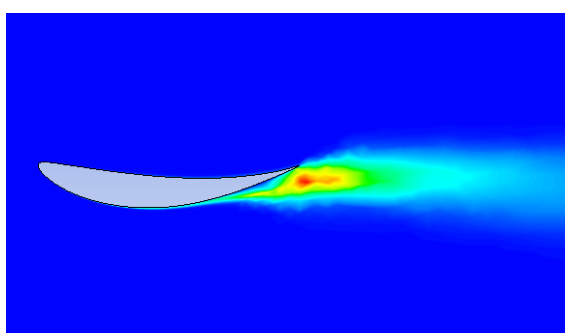


Figura 6.42 Distribución de energía cinetica  
turbulenta 8°

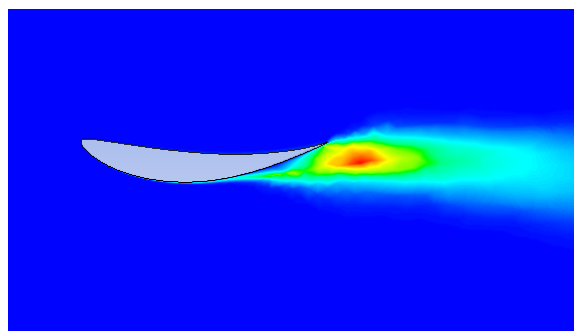


Figura 6.43 Distribución de energía cinetica  
turbulenta 10°

Si primero miramos las distribuciones de velocidades observaremos la primera diferencia. En la figura 6.32 se puede apreciar como existe una zona azul oscuro que en el perfil E423 no existía. Esto ya nos hace ver que probablemente en este perfil el desprendimiento de la capa límite se produzca antes. Si miramos las siguientes figuras podemos confirmar este hecho. En la figura 6.34, que corresponde a un ángulo de incidencia de  $8^\circ$ , vemos como la capa límite se separa en un punto similar al que se separa con 10 grados en el perfil E423 evidenciando que el perfil CH10 entrara en pérdida antes que el otro.

En cuanto a la distribución de presiones no se pueden apreciar diferencias. Destacamos otra vez lo ocurrido con el perfil E423 con  $0^\circ$ . En este caso el flujo vuelve a incidir en un punto demasiado bajo provocando lo explicado en el apartado anterior además de una pérdida de rendimiento.

Por último analizando las figuras correspondientes a la distribución de energía cinética turbulenta nos reafirmamos en lo dicho anteriormente. Esta energía ahora es visible antes que en el perfil E423 apareciendo claramente ya en la figura 6.40 correspondiente al ángulo  $0^\circ$ . Esta energía va aumentando con el ángulo igual que pasaba con el otro perfil pero en este caso siempre con niveles de turbulencia mayor.

Podemos concluir tras haber analizado ambos perfiles que:

- El perfil CH10 tiene un comportamiento más inestable. En el caso del perfil E423 la turbulencia que se genera es menor lo que probablemente se traducirá en fuerzas de resistencia al avance menores.
- El perfil CH10 presenta una curvatura ligeramente superior a la del E423 y probablemente es por eso que con este perfil, la separación de la capa límite se produce siempre antes.

### **Comparación entre mallados**

En este apartado se presentan los resultados obtenidos en cuanto a coeficientes aerodinámicos para cada mallado y perfil y además se comentan las diferencias que se han encontrado en los resultados de cada malla.

Para empezar se presentan los resultados tanto de  $C_D$  como de  $C_L$  y posteriormente analizando cada mallado se intentará dar una explicación a estas diferencias.

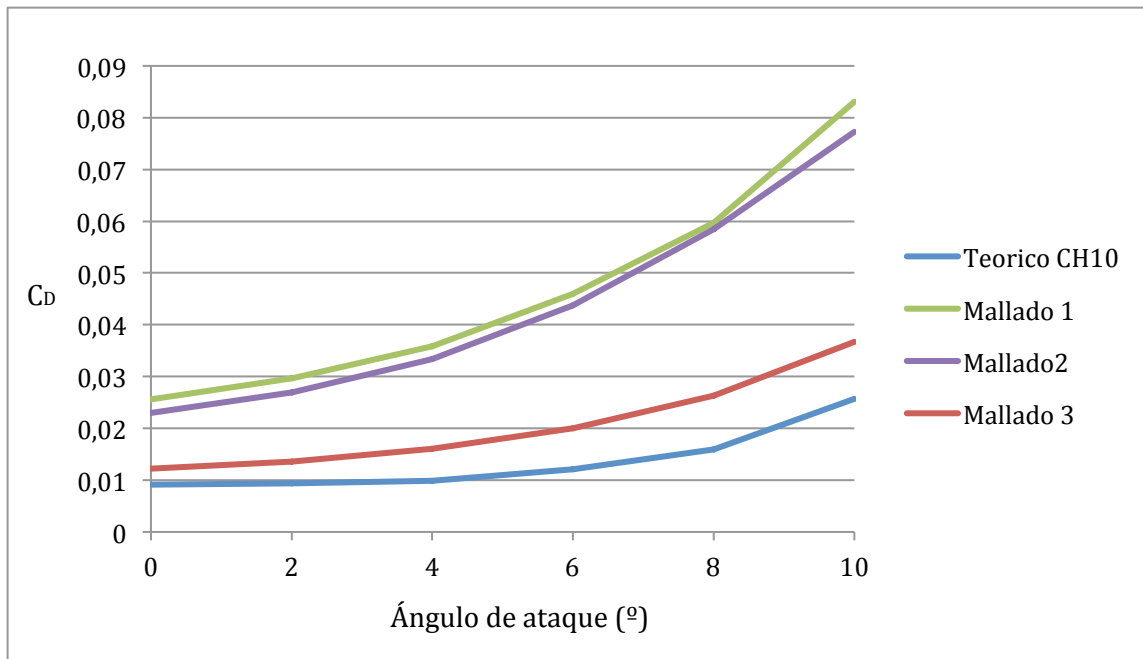


Figura 6.44  $C_D$  respecto al ángulo de ataque del perfil CH10

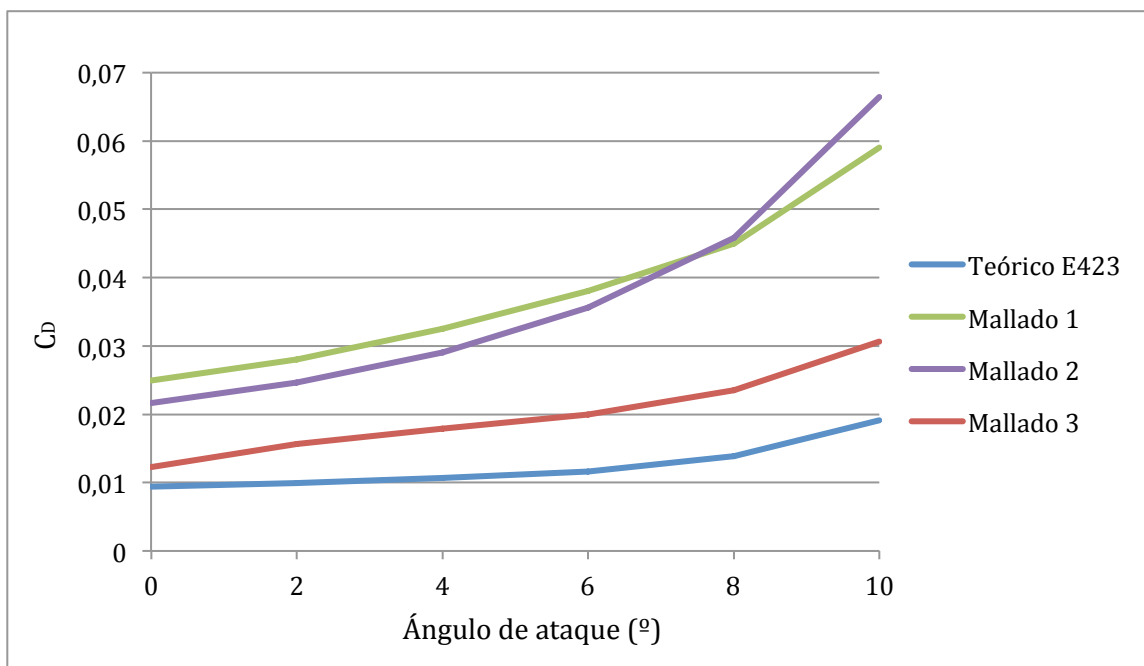


Figura 6.45  $C_D$  respecto al ángulo de ataque del perfil E423

Primero se muestra el gráfico del coeficiente de "drag". Junto a los coeficientes obtenidos en la simulación se ha graficado el coeficiente proporcionado por la base de datos para poder evaluar cual de las mallas ofrece resultados más parecidos a estos. El primer hecho a



destacar es que ninguna de las 3 mallas ofrece resultados muy precisos en cuanto a  $C_D$ . Este hecho probablemente es debido a que el área del plano frontal varía considerablemente con el ángulo y en nuestro caso se han calculado todos los coeficientes con la misma área. Es por esto que para valores pequeños el  $C_D$  presenta valores similares a los de la base de datos pero para ángulos de ataque grandes estos ya se diferencian bastante. Sin embargo existe una de ellas, la del mallado 3, que presenta una forma y valores más parecidos que el resto de mallas. Ya se comentó que llamaba la atención que el  $C_D$ , que proporciona la base de datos, fuera tan constante para ángulos de incidencia pequeños. En nuestro caso esto no ha sido así y podemos ver que excepto en este tramo en el que debiera ser constante la pendiente de la curva es muy similar a la de airfoiltools. Teóricamente este tercer mallado es el que se había desarrollado con intención de ser más preciso y en este caso así se confirma.

Por lo tanto en cuanto al coeficiente de resistencia podemos decir que el tercer mallado es el que proporciona mejores resultados. Además ahora podemos confirmar lo que hemos visto a través de las distribuciones presentadas. El perfil CH10 genera mayor turbulencia debido a un desprendimiento de la capa límite más temprano y como consecuencia las fuerzas de resistencia que se generan son mayores. Así queda reflejado en los gráficos en los que se aprecia que el  $C_D$  para el perfil CH10 es mayor que para el E423 sobre todo para ángulos de ataque grandes que es cuando se genera mayor inestabilidad.

Una vez analizado el coeficiente de resistencia se procede de la misma manera pero con el coeficiente de 'lift'.

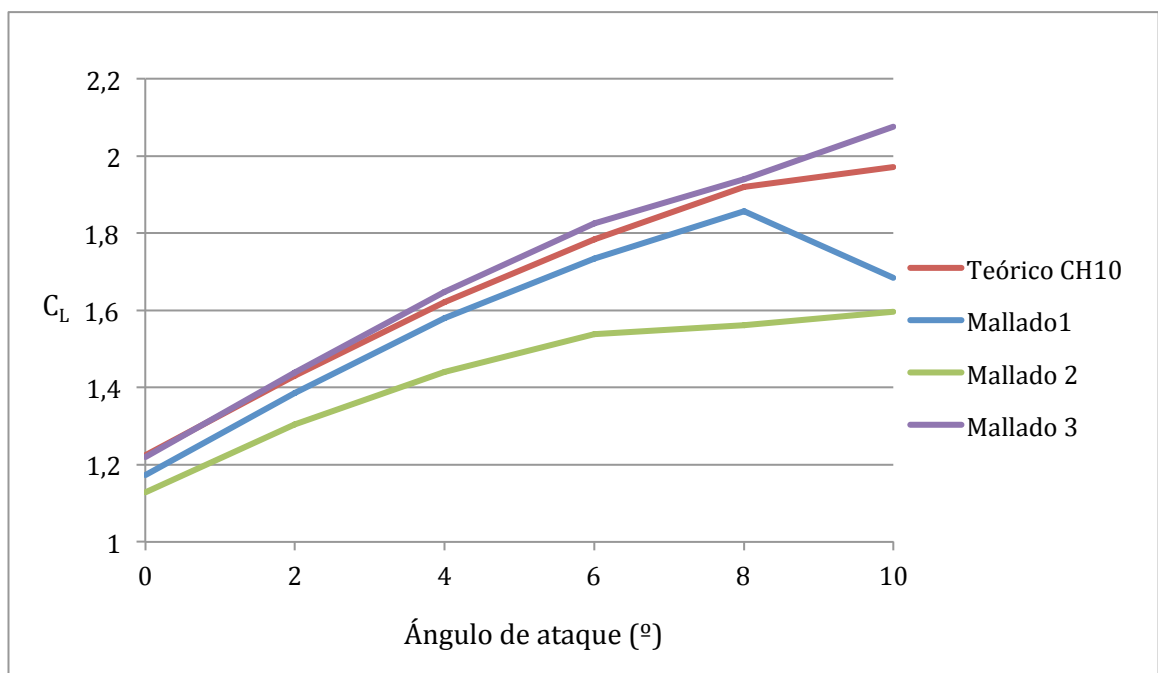


Figura 6.46  $C_L$  respecto al ángulo de ataque del perfil CH10

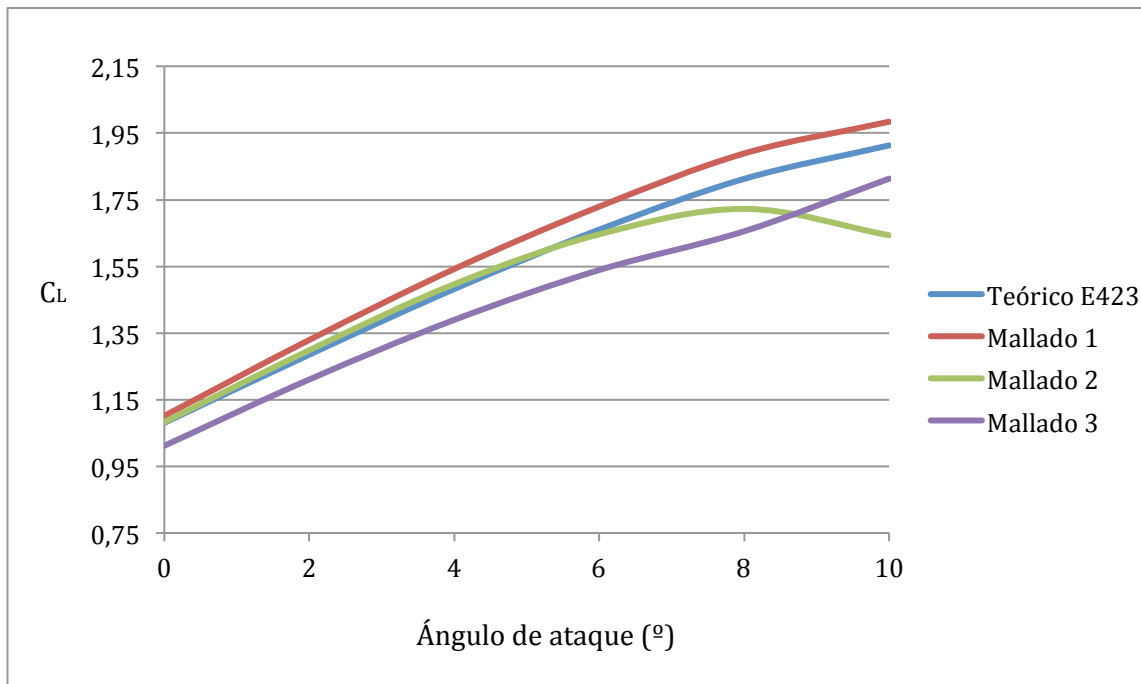


Figura 6.47  $C_L$  respecto al ángulo de ataque del perfil E423

En el caso del coeficiente de "lift" encontramos algunas diferencias. Para empezar, en este caso, todas las mallas obtienen valores de  $C_L$  muy parecidos a los de airfoiltools. En este caso para cada perfil existe una malla diferente que se asemeja más a los valores de la base de datos.

Si miramos el perfil CH10 vuelve a ser el tercer mallado, teóricamente más preciso, el que proporciona mejores resultados. Los valores son muy similares para ángulos de incidencia bajos y a medida que el ángulo aumenta estos comienzan a diferir. Como ya se ha comentado parece lógico pensar que para ángulos pequeños, donde la situación es más estable, los resultados que se obtengan sean más precisos que para ángulos mayores en los que se genera mucha turbulencia. Por otro lado el mallado que proporciona resultados peores es el segundo. Si nos fijamos ahora en el mallado 1 vemos como a partir de  $8^\circ$  este presenta una caída clara de rendimiento mientras que los datos de airfoiltools indican que el coeficiente debería seguir aumentando. Es lógico este comportamiento teniendo en cuenta que los elementos de la zona de 'inflation' en este caso son mayores que en el resto de mallas. Para ángulos en los que se genera mucha inestabilidad no es capaz de predecir correctamente el comportamiento de la capa límite.

Si ahora analizamos el perfil E423 encontramos varias incongruencias. Para empezar en este caso es el Mallado 1 es el que proporciona una curva más similar a la de la base de datos. En cuanto a valores se refiere el segundo mallado es más preciso para valores pequeños pero cuando nos acercamos a ángulos de incidencia grandes este pierde

rendimiento a partir de 8 grados. El hecho mas sorprendente es que ahora es el Mallado 3, el mejor teóricamente, el que proporciona unos resultados menos precisos. Cabe decir que, aun así, en este perfil es en el que vemos menos diferencias entre mallados y todos ellos obtienen resultados muy parecidos a los que proporciona 'airfoiltools'. Es por tanto sorprendente el hecho de que los mallados que antes no funcionaban bien, ahora lo hagan y no tanto que el Mallado 3 ya no sea el más preciso. La explicación reside en que, al ser un perfil muy estable y que no genera demasiada turbulencia, cualquiera de las 3 mallas es capaz de proporcionar resultados precisos. Sin embargo con el perfil CH10 no pasa lo mismo debido a que este presenta un comportamiento más inestable y en este caso los mallados sencillos no son capaces de simular correctamente su comportamiento. De hecho si miramos la grafica de este perfil veremos cómo cada malla proporciona resultados muy diferentes entre sí. A lo que no se consigue encontrar una explicación es al hecho de que en este caso sea el segundo mallado el que muestra una caída de rendimiento para ángulos grandes cuando en el caso del CH10 era el mallado 1 el que tenia este comportamiento.

Es el momento ahora de ver las diferencias entre mallados que se pueden apreciar visualmente a través de las distribuciones. Si nos fijamos primero en el caso del CH10 comprenderemos porque las mallas 1 y 2 dan resultados más bajos de  $C_L$  para ángulos de ataque grandes. En las siguientes imágenes se muestra las líneas de corriente de cada malla para el ángulo de  $10^\circ$ .

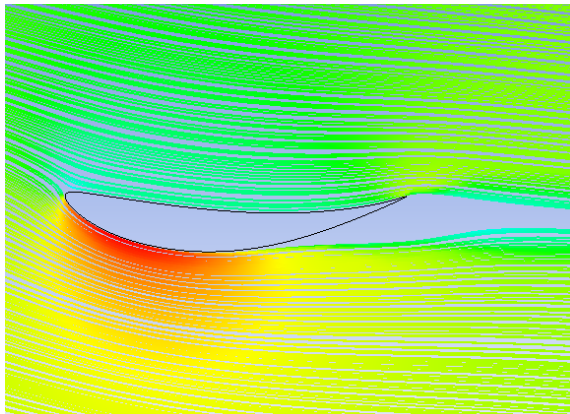


Figura 6.48 Líneas de corriente perfil CH10  $10^\circ$

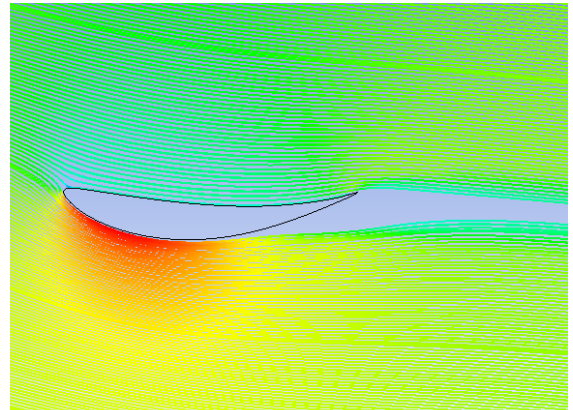


Fig 6.49 Líneas de corriente perfil CH10  $10^\circ$

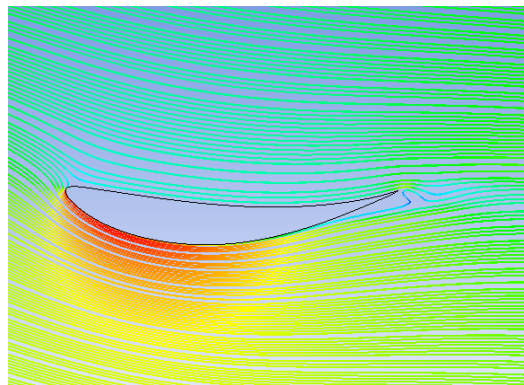


Figura 6.50 Líneas de corriente perfil CH10  $10^\circ$

Se puede apreciar claramente como en los dos primeros mallados, con este ángulo de incidencia, la capa límite se separa mucho antes. En cambio en el Mallado 3 pese a generar cierta turbulencia en la zona posterior la capa límite se desprende todavía en un punto cercano a la cola. Se deduce por tanto que los dos primeros mallados, en este perfil, no son capaces de detectar correctamente el comportamiento de la capa límite probablemente debido al tamaño de los elementos que forman la 'inflation'. Para ángulos pequeños, como se ha dicho antes, las diferencias son menores aunque siguen siendo los mallados 1 y 2 los que presentan una separación más temprana.

Si nos fijamos ahora en el perfil E423 veremos que ahora es el Mallado 2 el que presenta la separación de capa límite más pronto. Se visualiza ahora a través de las distribuciones de velocidades.

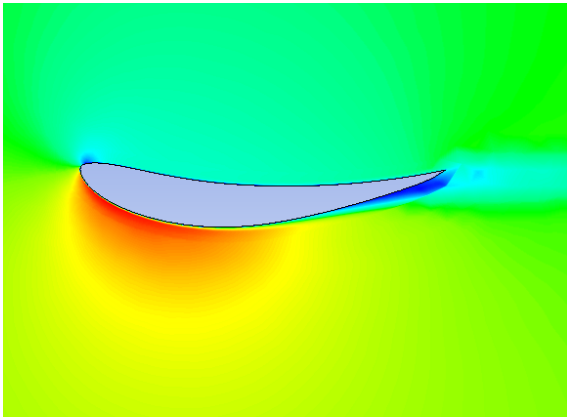


Figura 6.51 Distribución de velocidades del perfil E423 10°

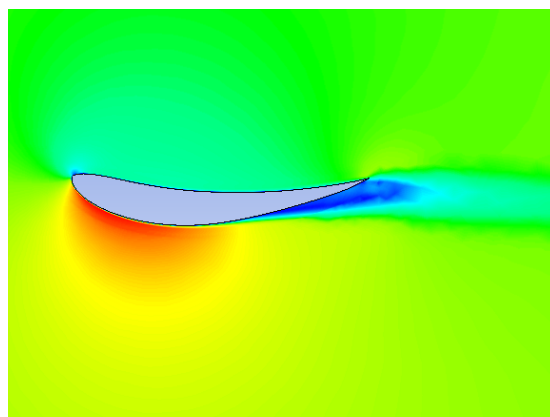


Figura 6.52 Distribución de velocidades del perfil E423 10°

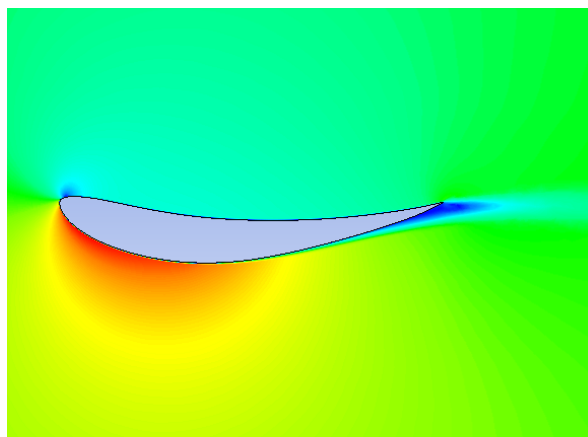


Figura 6.53 Distribución de velocidades del perfil E423 10°

Como se puede observar nos encontramos ante una situación parecida a la del perfil CH10 con la diferencia de que el Mallado 1 da valores de  $C_L$  mayores que el Mallado 3. Antes era este último el que ofrecía los valores de este coeficiente más grandes. Si nos fijamos en la distribución de velocidad entenderemos porque ocurre este hecho. Para comenzar reafirmar que el tercer mallado presenta la separación de capa límite mas tardía como ya ocurría con el otro perfil gracias a que sus elementos más pequeños son capaces de simular con precisión su comportamiento. Sin embargo si ahora nos fijamos en el primer mallado veremos cómo existen irregularidades en la zona de la cola. Como se puede apreciar, debido al cambio brusco entre elementos de la 'inflation' y los de la zona exterior, el programa no es capaz de realizar los cálculos de forma precisa en esta zona de transición. Se deduce que el comportamiento de este mallado debiera ser similar al que muestra la figura 6.51 pero al existir este cambio brusco de elementos no se consigue simular correctamente.

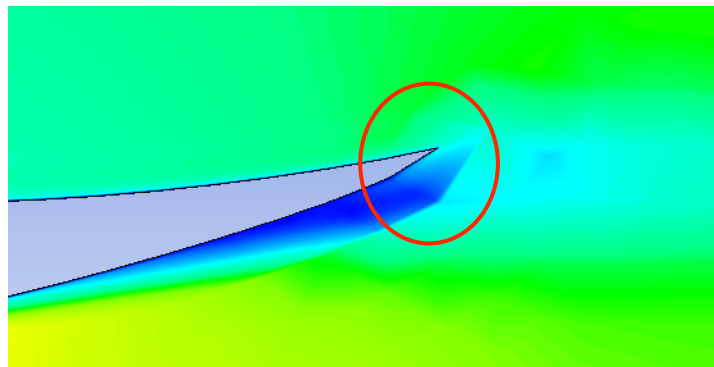


Figura 6.54 Detalle de los elemento problemáticos del mallado 1

En la figura 6.54 se observa perfectamente este fenómeno. Vemos perfectamente la diferencia entre los elementos cercanos al contorno del perfil y los del exterior. De hecho se puede ver claramente la zona de 'inflation' y su contorno. Se ha marcado con un círculo una zona en la que se aprecian colores más oscuros. Se intuye mirando esta zona, que de no ser por la brusca transición entre unos elementos y otros la distribución de velocidades que presentaría este mallado sería como la del 2 dando lugar también a valores bajos de  $C_L$  como ya ocurría en el otro perfil.

Una vez analizados todas las mallas y los dos perfiles se pueden extraer varias conclusiones.

- Podemos decir que el Mallado 3 es el que obtiene resultados más parecidos a los de airfoiltools en todas las situaciones. El hecho de refinar la malla en la zona del contorno del perfil nos ha beneficiado. Los elementos de 'inflation' en este caso eran

los más pequeños y además se realizó un aumento muy lento del tamaño de estos elementos permitiendo así captar con precisión todo lo que ocurre cerca del ala.

- Hemos podido ver como el tercer mallado si simulaba correctamente el desprendimiento de capa limite y no lo hacían los mallados 1 y 2, en los que esta separación se producía muy pronto con la consecuente pérdida de rendimiento.
- Probablemente al factor que más ha afectado negativamente a los dos primeros mallados es la transición entre elementos de la "inflation" y elementos externos. Aun así también lo ha hecho el grosor de las primeras capas de 'inflation'. Este era demasiado grande y no permitía captar correctamente el desprendimiento de la capa limite.

Uno de los objetivos de esta simulación 2D era ver cuál de los dos perfiles ofrecía mejores prestaciones. Pese a que el perfil CH10 alcanza valores de  $C_L$  ligeramente mayores la inestabilidad que este presenta y el desprendimiento de la capa limite más temprano que se produce no compensan este hecho. Es por eso que se elige el perfil E423 para realizar la simulación 3D ya que presentaba valores de fuerza de resistencia menores que el perfil CH10 y además ofrece un comportamiento más estable en todo el rango de ángulos de incidencia.

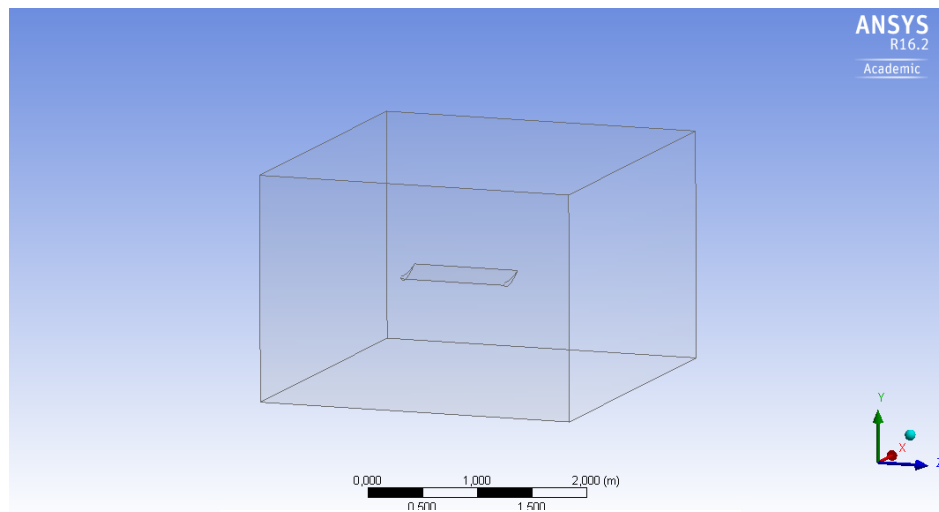
### 6.2.2. Análisis 3D

Una vez realizado el análisis 2D y escogido el ala con mejores prestaciones se procede con el análisis en 3 dimensiones. En este caso se realizarán ensayos con el ala simple y todos los elementos aerodinámicos auxiliares para los angulos  $0^\circ$ ,  $5^\circ$  y  $10^\circ$ . Podremos ver cómo influye el hecho de introducir una demisión en el problema y comparar los resultados obtenidos en este caso con los de las simulaciones en 2D.

#### 6.2.2.1. Geometría

En este caso la realización de la geometría tiene un grado más de dificultad. En el apartado de diseño se ha explicado cómo se realizo el ala simple en 3D. A partir de este ala construiremos la geometría definitiva en ANSYS. Es necesario importar el archivo de solidworks en formato .IGS ya que así es como lo pide ANSYS. Una vez importada el ala se utiliza la herramienta 'enclosure' para generar un volumen de control de las dimensiones que queramos alrededor del ala. En este caso se deja un metro en todas las direcciones excepto en la de la cola en la que se dejan 2 metros para que los límites no interfieran con la estela del alerón. El último paso que debemos realizar es una operación booleana, que consiste en restar el volumen del ala al volumen de la caja creada con la herramienta 'enclosure'. De esta manera se obtiene el negativo del ala situado en el centro del volumen de control. El

resultado es el que se muestra en la figura 6.55.



*Figura 6.55 Geometría del ala simple en 3D*

En este caso, al utilizar elementos aerodinámicos, tendremos que realizar una geometría diferente para cada ángulo de incidencia, que ahora serán  $0^\circ$ ,  $5^\circ$  y  $10^\circ$ , ya que no sirve con variar la dirección del fluido. Para la realización del resto de geometrías se ha procedido exactamente de la misma manera que con el ala simple por lo que no se mostrarán.

#### **6.2.2.2. Mallado**

En el caso de 3D el mallado se ha realizado de forma más sencilla ya que la limitación de elementos de la versión académica de ANSYS no permite realizar demasiadas operaciones. Por otro lado al tratarse de 3D la resolución es mucho más lenta y si utilizamos demasiados elementos las simulaciones pueden llegar a alargarse mucho. Al tener que realizar muchas, es importante reducir este tiempo. A continuación se presenta el mallado de los diferentes elementos que se utilizaran.

##### **Ala simple**

En este caso se han utilizado dos herramientas para definir el mallado. Por una parte se utiliza la herramienta 'sizing' para definir un mallado más refinado en las zonas de curvatura y en los puntos donde existen superficies próximas entre ellas. A parte se reduce de 1.2 a 1.18 el ratio de crecimiento de los elementos para poder tener elementos pequeños cerca del ala.



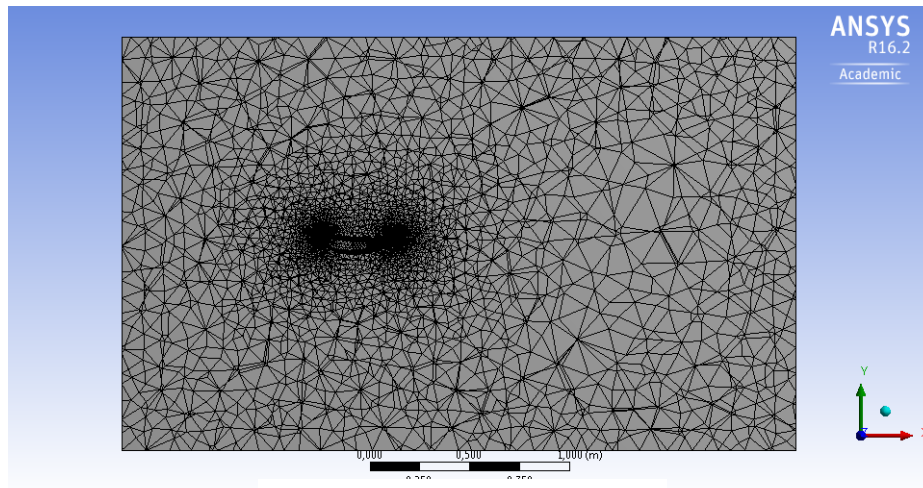


Figura 6.56 Mallado 3D ala simple

En segundo lugar se utiliza la herramienta '*inflation*' con el mismo objetivo que en el caso de 2D. Esta vez sin embargo la definiremos con parámetros más sencillos para reducir el número de elementos utilizados. El grosor de la primera capa ahora es de 1mm y se utilizan 10 capas. El ratio de crecimiento de la '*inflation*' no se modifica utilizando el que viene por defecto, es decir, 1.2. Es importante destacar que tanto en el ala simple como en todos los mallados que utilizan '*inflation*' se ha producido lo que se muestra a continuación.

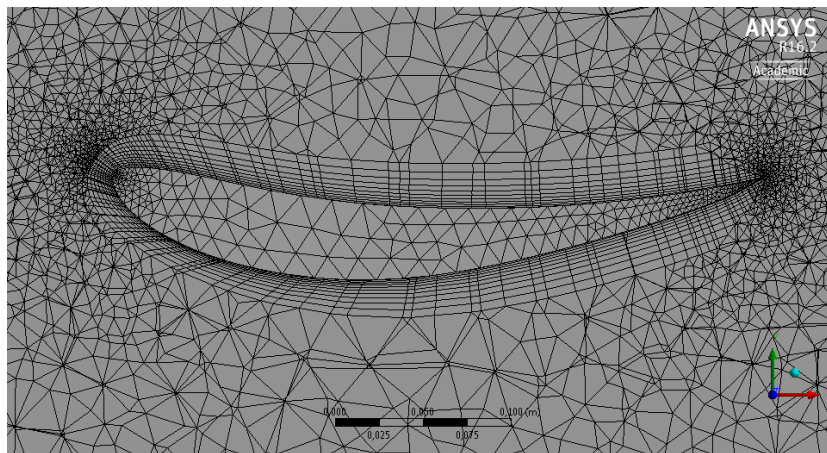


Figura 6.57 Detalle '*inflation*' ala simple

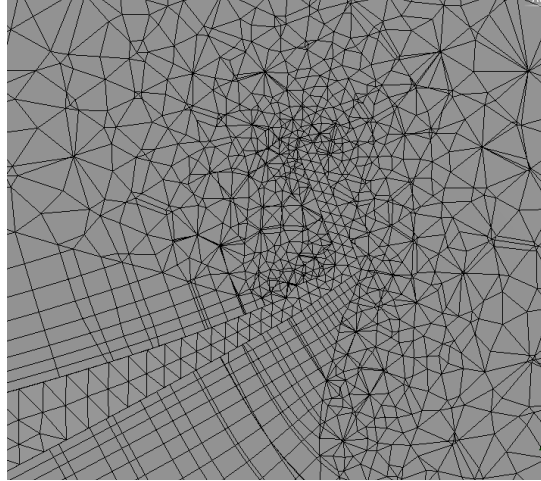
La zona correspondiente a la '*inflation*' se va reduciendo a medida que nos acercamos a la cola. No se ha conseguido corregir este defecto ni detectar a que es debido aunque en principio no debería afectar negativamente a las simulaciones.

### Ala gurney

En este caso se utilizan exactamente los mismos parámetros que para el mallado anterior y aquí sí cobra especial importancia el hecho de hacer un refinamiento en las zonas con superficies próximas entre sí. Gracias a esto y como se puede ver en la figura 6.58 se



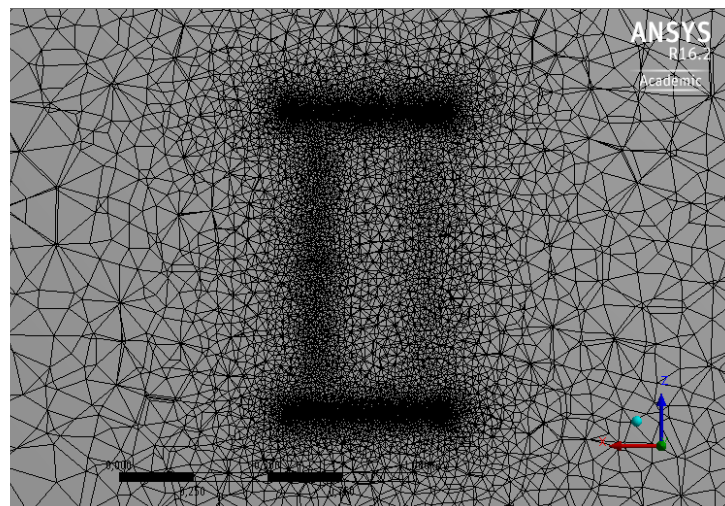
obtiene buena resolución de mallado en la zona del '*flap Gurney*'. En esta imagen podemos apreciar como los elementos que forman el '*flap*' son más pequeños que el resto consiguiendo así adaptarse a la forma de este.



*Figura 6.58 Detalle de la zona posterior del  
mallado del ala gurney*

### **'Endplate'**

Para realizar el mallado del '*endplate*' vuelven a utilizarse los mismos parámetros que en los dos casos anteriores. Así pues, se utiliza una '*inflation*' con grosor de la primera capa de 1mm y 10 capas en total. Vuelve a ser importante en este caso el '*sizing*' para obtener elementos suficientemente pequeños que se puedan adaptar a la forma del '*endplate*' ya que es muy estrecho.

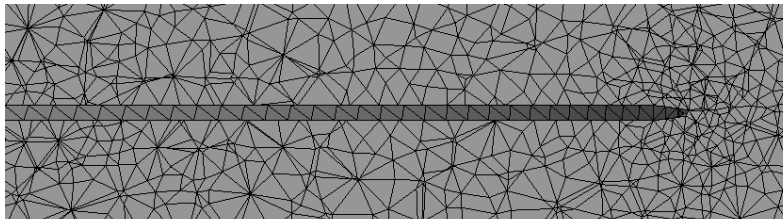


*Figura 6.59 Mallado de los 'endplates'*

En la figura 6.59 se muestra el plano XZ, o la planta del ala, y se puede apreciar claramente como existen elementos muchos más pequeños en las zonas cercanas a los 'endplates' para poder simular correctamente su comportamiento.

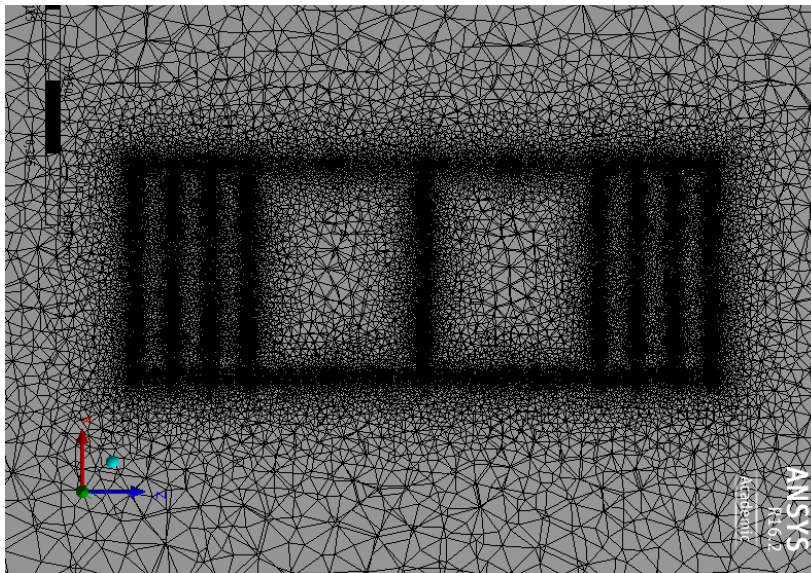
### **'Strakes'**

Debido a la complejidad de la geometría en este caso ha resultado imposible utilizar la herramienta 'inflation'. El programa ANSYS daba error cuando se intentaba aplicar y se decidió prescindir de ella. Para compensar este hecho se utiliza un refinamiento mayor en las zonas próximas al ala obteniendo así elementos muy pequeños en toda la zona que la rodea. En la siguiente figura se pueden apreciar los elementos pequeños que forman los 'strakes'.



*Figura 6.60 Detalle del mallado de los 'strakes'*

Por último se muestra una imagen del mallado entero en la que se puede observar como al no haber 'inflation' podemos realizar un refinamiento mayor en la zonas conflictivas, y se acaba obteniendo un mallado con más elementos pero muy pequeños cerca del ala.



*Figura 6.61 Mallado del ala con 'strakes'*

### 6.2.2.3. 'Setup'

El '*setup*' en el caso de 3D es muy similar al ya realizado en las simulaciones de 2 dimensiones. En primer lugar es necesario elegir el modelo de turbulencia y en este caso escogemos otra vez el SST k-omega. Las características de este modelo se explicaron anteriormente y son las adecuadas para este tipo de análisis. A continuación se escoge el fluido, en nuestro caso aire, y se procede a definir las condiciones de contorno. Igual que era necesario definir las aristas con un nombre en el '*setup*' de 2D ahora es necesario dar nombre a todas las superficies ya que las condiciones de contorno se definirán sobre estas. En este caso definimos la cara superior, inferior y frontal como inlet. Como ya se ha comentado ahora el fluido mantendrá siempre la misma dirección y se dará inclinación al ala. Se han realizado simulaciones con dos velocidades, en una caso se da velocidad de 150km/h al inlet y en el otro de 300km/h pero en ambos esta tiene dirección horizontal. La cara posterior se define como 'outlet' y solo es necesario definir la presión relativa que en este caso es igual 0. Por último las caras laterales se definen como simetría ya que estas superficies no son barreras reales del dominio sino que simplemente son los límites que ponemos. De esta manera el fluido no interactúa con estas caras y no afecta al análisis.

Una vez definido el volumen de control con sus condiciones de contorno y el tipo de fluido con el modelo de turbulencia es necesario ajustar ciertos parámetros del modo de resolución. Como ya hicimos para el caso 2D proporcionaremos el número máximo de iteraciones, que en este caso serán alrededor de 200, y se define un valor de convergencia de  $1 \cdot 10^{-4}$ . Por último se monitoriza la velocidad de algunos puntos para comprobar que solución converge igual que se hacía en las simulaciones de 2D.

### 6.2.2.4. Resultados

#### **A la simple**

En este caso se pretende hacer una comparación entre las simulaciones de 2 y 3 dimensiones. Así seremos capaces de valorar si a pesar de las simplificaciones que conlleva el caso 2D se obtienen resultados semejantes a los de 3D o si por lo contrario es necesario incluir la tercera dimensión para poder hacer un estudio realista.

Para comenzar con el análisis se visualizan diferentes resultados tanto de velocidad como de presión para entender bien el comportamiento. Al simular en 2D se pierde la profundidad de manera que no existen líneas de corriente que se desvíen lateralmente. En este caso, en cambio, como se puede apreciar en la figura 6.61 las líneas de corriente sufren una desviación clara hacia los laterales debido a la depresión que se genera en la cara inferior.

Este hecho provocará muy probablemente una pérdida de rendimiento ya que no solo genera fuerzas de fricción al desplazarse lateralmente sino que además se pierde fluido con

capacidad de generar sustentación.

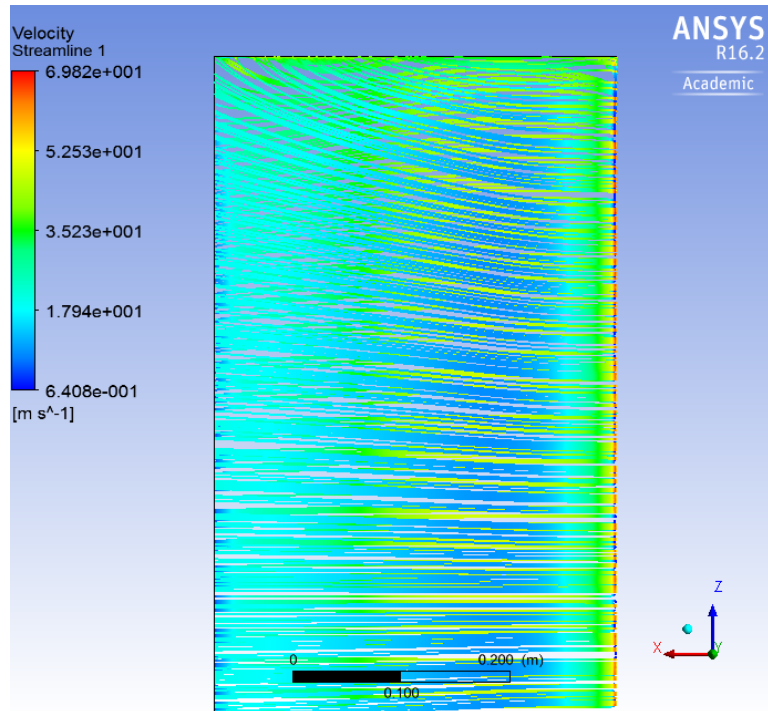


Figura 6.62 Líneas de corriente sobre el extremo del ala

Pero este fenómeno viene acompañado de otro que también afecta negativamente al comportamiento del alerón. Al desplazarse las líneas de corriente hacia los lados, se genera una turbulencia en los laterales del ala dando lugar a mayor inestabilidad y mayores fuerzas de resistencia al avance. Como ya se ha explicado en capítulos anteriores, este fenómeno se solventa utilizando '*endplates*' o derivas laterales y más adelante lo podremos comprobar. En la figura 6.63 se puede apreciar con claridad la turbulencia generada en los laterales del ala.

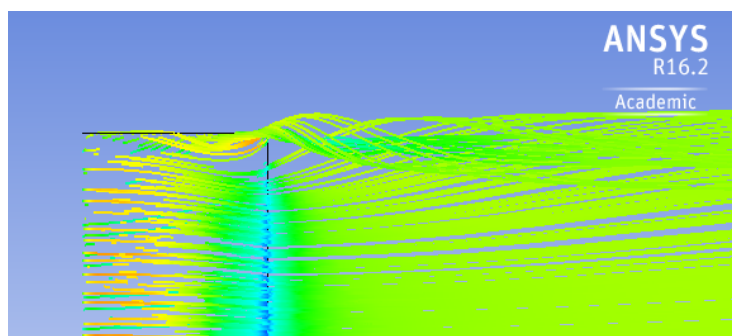
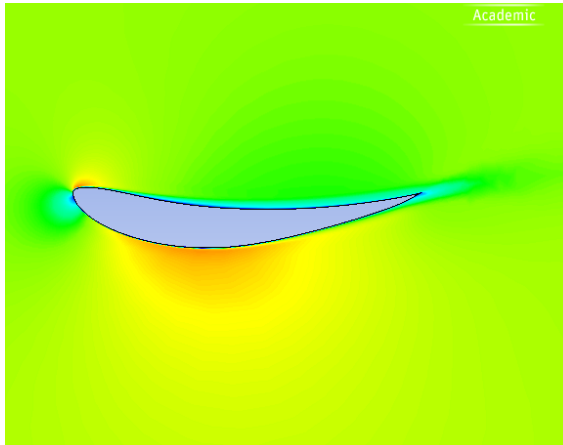
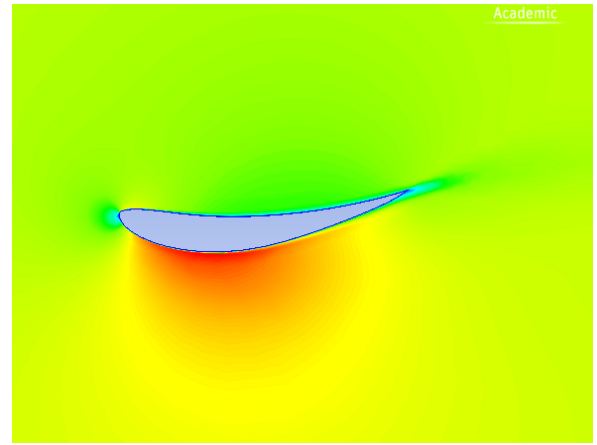


Figura 6.63 Turbulencia generada en el extremo del ala

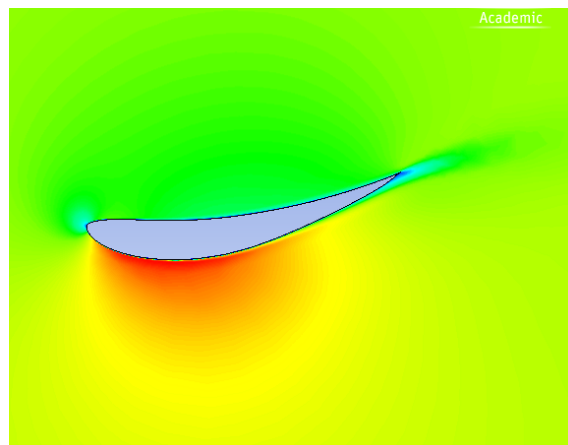
A continuación se procede a analizar la distribución de velocidades para los 3 ángulos de inclinación ( $0^\circ$ ,  $5^\circ$  y  $10^\circ$ ) para ver si se encuentran diferencias con las ya presentadas en el apartado de 2D.



*Figura 6.64 Distribución de velocidades  $0^\circ$*



*Figura 6.65 Distribución de velocidades  $5^\circ$*



*Figura 6.66 Distribución de velocidades  $10^\circ$*

A primera vista ya se ven diferencias claras con las distribuciones mostradas en el capítulo anterior. Se puede comprobar como prácticamente no existe desprendimiento de la capa límite. El ángulo de  $10^\circ$  presentaba en el caso de 2D una estela de considerable tamaño mientras que ahora el fluido se adapta perfectamente a su contorno sin crear ningún tipo de distorsión en el flujo. Si que podemos apreciar como en la zona más próxima a la cola ya aparecen colores azul oscuro que como ya dijimos son sinónimo de desprendimiento de la capa límite. En cualquier caso esta se produce prácticamente al final del alerón de manera que no perjudica demasiado al funcionamiento del ala. Por último comentar que, con ángulo

0°, vuelve a aparecer un punto de la zona superior de la punta del ala en el cual el fluido se acelera debido al bajo punto de incidencia del fluido generando inestabilidad en la cara superior del ala.

Es momento ahora de analizar los resultados de los coeficientes una vez hemos visto cuales son las diferencias que se aprecian o los nuevos fenómenos que ocurren en este análisis 3D. Los resultados de 2D son los correspondientes al Mallado 3 que ha sido el que ha dado mejores resultados.

	0°	5°	10°
$C_L \text{ exp}$	1.0957	1.5923	1.9754
$C_L \text{ 2D}$	1.1296	1.6623	2.0715
$C_L \text{ 3D}$	0.5722	0.8698	1.1436
$C_D \text{ exp}$	0.0094	0.01019	0.01614
$C_D \text{ 2D}$	0.01228	0.01892	0.03059
$C_D \text{ 3D}$	0.05923	0.1081	0.1742

Tabla 6.1 Coeficientes aerodinámicos

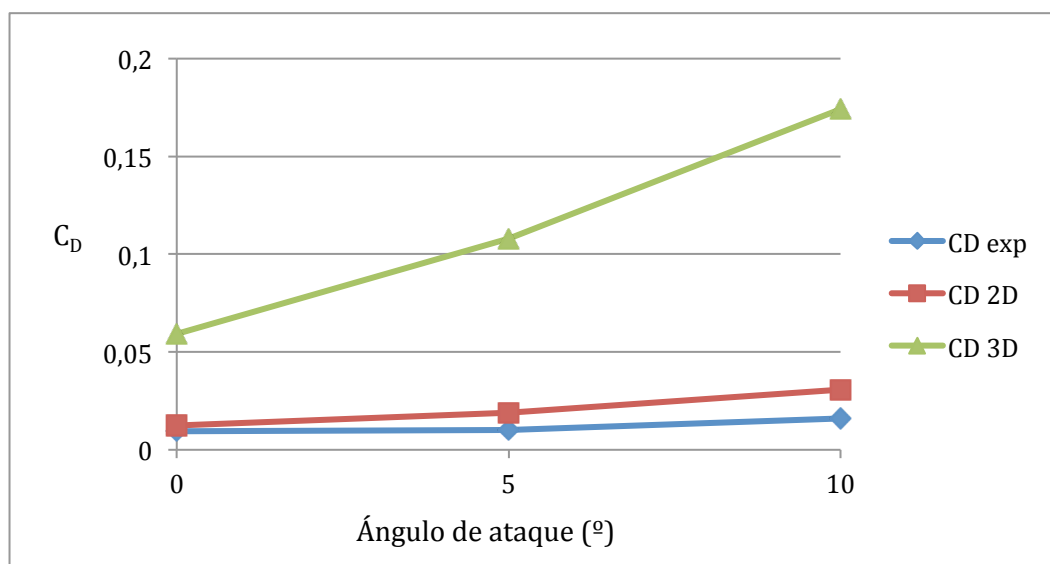


Figura 6.67  $C_D$  respecto el ángulo de ataque



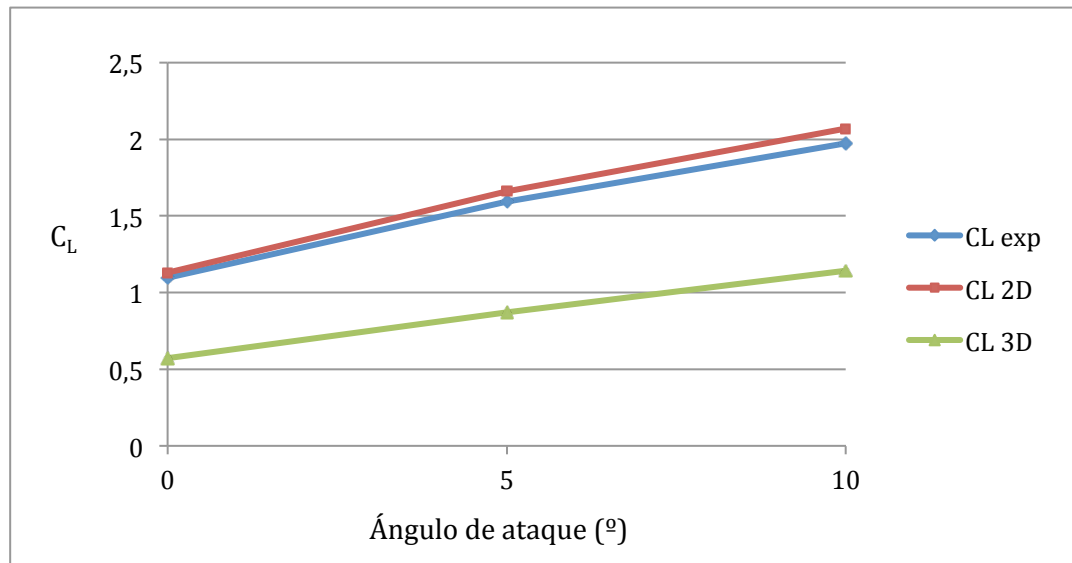


Figura 6.68  $C_L$  respecto el ángulo de ataque

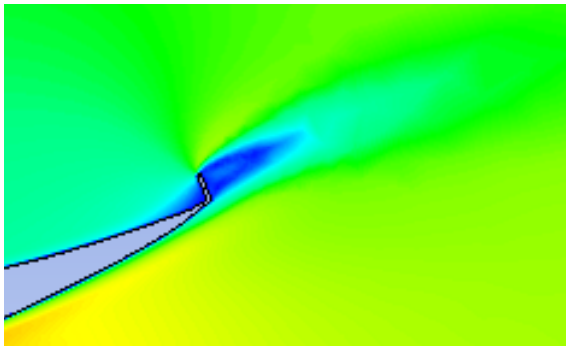
En estas figuras se puede observar cómo evolucionan los coeficientes aerodinámicos con el ángulo incidencia. Se muestran el de airfoiltools, el de 2D y el de 3D. En cuanto al coeficiente de sustentación vemos como este ahora sigue la misma tendencia que en los dos otros casos. Sin embargo el valor del coeficiente se ve reducido más o menos a la mitad. La explicación de este hecho residio en lo mostrado en las figuras anteriores. Hemos podido ver como el aire al pasar sobre la superficie superior del ala se desviaba lateralmente perdiendo así capacidad de sustentación. Esto no podía ocurrir en el caso de 2D y gracias a eso se obtenían valores de  $C_L$  más elevados. Por lo tanto es lógico que los coeficientes de sustentación que se obtienen ahora sean menores.

Si ahora nos fijamos en el coeficiente de resistencia al avance, sí que observamos unas diferencias muy grandes. Los  $c_D$  obtenidos en tres dimensiones presentan la misma tendencia que los otros pero con valores hasta 10 veces mayores. Este hecho puede estar explicado en parte por la componente transversal de velocidad que adquiere el fluido al desviarse sobre la cara superior y que genera fuerzas de fricción. Sin embargo extraña la gran diferencia que se obtiene entre los dos tipos de simulación y no se consigue encontrar una explicación que aclare porque ocurre.

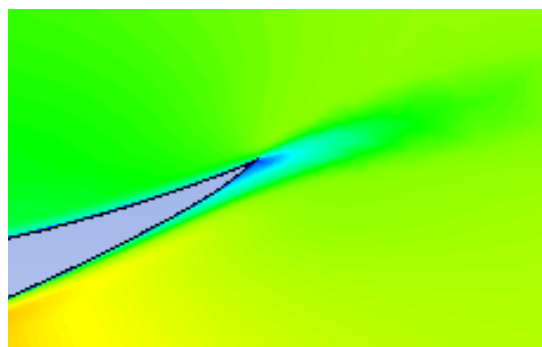
En conclusión se comprueba que existen grandes diferencias entre ambos análisis. El hecho de tener una dimensión más genera fenómenos imperceptibles para el análisis 2D y que nos impiden simular con exactitud lo que ocurriría en un caso real. Por lo tanto podemos decir ahora que es necesario un análisis 3D para obtener resultados veraces y no es suficiente con limitarse a 2D.

### **'Flap Gurney'**

En este caso se pretende comprobar si el '*flap*' mejora las prestaciones del ala simple. Teóricamente el '*flap*' Gurney desvía el fluido de la cara superior acelerándolo en la zona cercana a la cola de manera que se crea una depresión y dos vórtices de sentido contrario que facilitan al fluido mantenerse enganchado al ala en todo momento. A través de las siguientes figuras se pretende mostrar claramente cómo se desarrollan todos estos fenómenos.

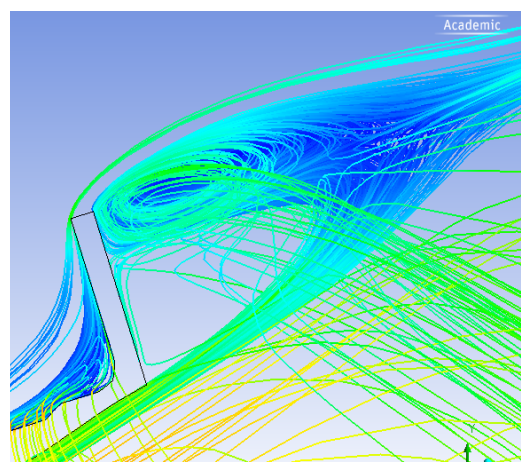


*Figura 6.69 Distribución de velocidades en la zona posterior con 'flap' Gurney*



*Figura 6.70 Distribución de velocidades en la zona posterior sin 'flap' Gurney*

En las figuras 6.69 y 6.70 se compara la zona de la cola utilizando el '*flap*' y sin él con un ángulo de ataque de  $10^\circ$ . Como se puede comprobar, en el ala sin gurney, la capa límite empezaba a desprenderse cerca de la cola mientras que ahora y gracias al '*flap*' Gurney esta separación ya no existe y se observa cómo se crea un efecto de succión. Se confirma el hecho de que el uso de este apéndice consigue retrasar el desprendimiento de la capa límite. Por otro lado se desea comprobar si los vórtices que se comentan en la descripción del '*flap*' realmente se generan. Para ello se proporciona la siguiente figura.



*Figura 6.71 Vórtices generados por el 'flap' Gurney*



En la figura 6.71 se puede apreciar perfectamente como estos dos vórtices si existen y gracias a esto se consigue obtener una separación de la capa límite más tardía. El hecho de ser un apéndice que está colocado perpendicularmente a la dirección del flujo genera presiones muy elevadas en la cara superior lo que favorece una mayor diferencia de presiones entre las dos caras y como consecuencia mayor sustentación. Sin embargo el uso de este 'flap' tiene efectos negativos. La elevada presión que se genera en la cara superior es consecuencia de que el fluido impacta perpendicularmente con el 'flap', creando consecuentemente fuerzas de resistencia al avance muy elevadas. Además la colocación de este apéndice acentúa todavía más la desviación lateral del fluido ya que este se encuentra con un elemento que le impide avanzar y tiende a desviarse hacia los lados para escapar. En la siguiente figura se pueden apreciar las elevadas presiones que se generan en la pared frontal del 'flap'.

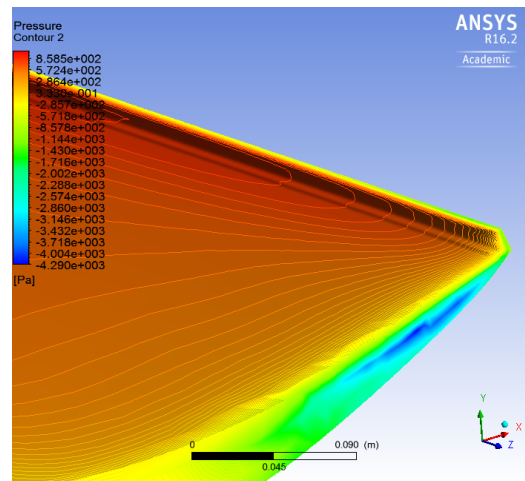


Figura 6.72 Distribución de presiones sobre el 'flap' Gurney

Una vez comprobado que funciona como dice la teoría es necesario ver si esto también se ve reflejado en los resultados. Para ello se proporciona la evolución de los coeficientes y se comparan con los del ala simple.

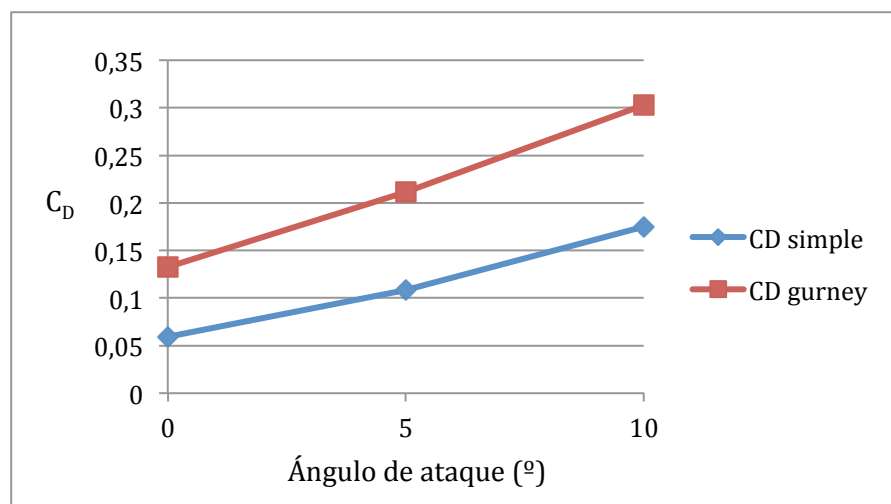


Figura 6.73  $C_D$  respecto el angulo de ataque

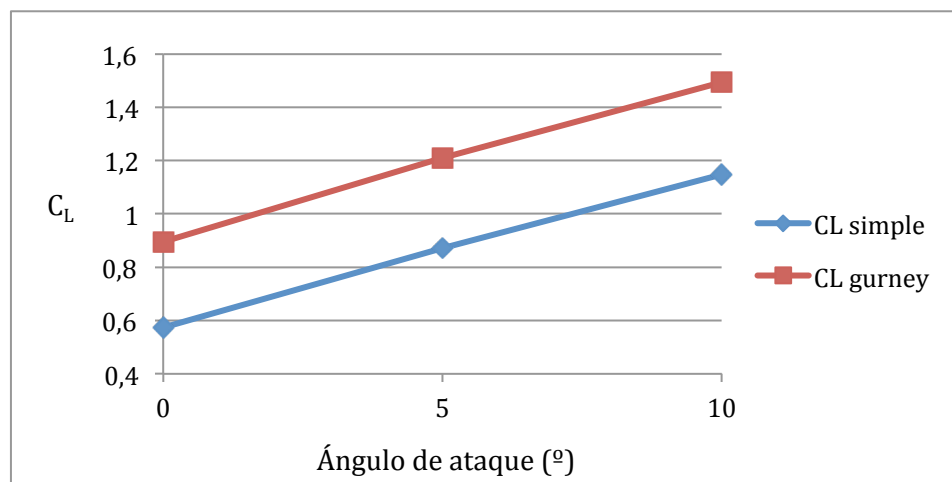


Figura 6.74  $C_L$  respecto el ángulo de ataque

Como se puede observar ambos coeficientes aumentan y además en gran proporción. En los primeros capítulos se planteaba que el uso de este 'flap' podía aumentar hasta un 30% la carga aerodinámica y en este caso se confirma. Podemos ver como el uso del 'flap' proporciona un aumento de aproximadamente 0,3 en el  $C_L$  para todos los ángulos y esto supone un aumento del 50% con  $0^\circ$  y del 30% cuando se alcanzan los  $10^\circ$ . Sin embargo el coeficiente de 'drag' también aumenta y esto hace que la eficiencia aerodinámica pase de 9,66 y 6,56, con  $0^\circ$  y  $10^\circ$  respectivamente, a 6,74 y 4,93. Por tanto la eficiencia aerodinámica se ha visto reducida aunque esto no tiene porque suponer un problema siempre. Si el circuito sobre el que se rueda requiere de mucha carga aerodinámica, ya que no es muy rápido pero si revirado, entonces compensaría el hecho de aumentar la carga aerodinámica en detrimento de algo de resistencia al avance. Aun así podemos deducir que de hacer el 'flap' ligeramente más pequeño esta eficiencia podría aumentar considerablemente.

Se concluye por tanto que:

- El 'flap' gurney mejora notablemente la carga aerodinámica que se obtiene, aunque también conlleva un aumento considerable de la resistencia al avance lo que al final se traduce en menor eficiencia.
- Se comprueba la existencia de los vórtices, que son los causantes de que la capa límite se desprenda más tarde, que se explicaban en la teoría.
- En caso de querer aumentar la eficiencia la propuesta sería reducir el tamaño del 'flap' gurney.

### 'Endplate'

Hemos podido comprobar que al introducir la tercera dimensión el fluido sufre un desvío lateral cuando circula sobre el ala. Para reducir este efecto se diseñan los 'endplate's con el objetivo de reducir la turbulencia generada por este fenómeno y como consecuencia mejorar el rendimiento aerodinámico del ala. Para comenzar y como se ha hecho hasta ahora se analizan diferentes distribuciones que nos facilitan la comprensión de lo que ocurre sobre el ala.

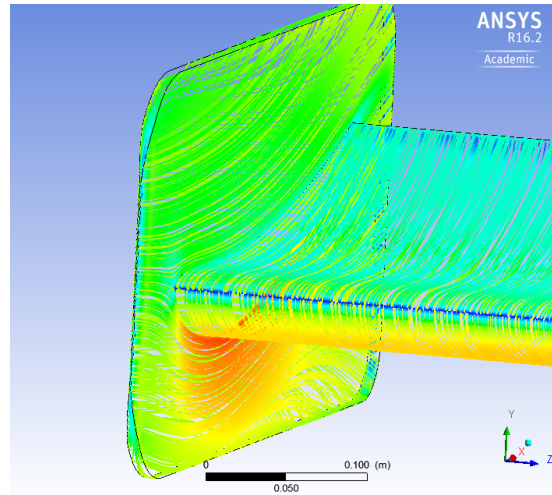


Figura 6.75 Líneas de corriente sobre el alerón

En la figura 6.75 podemos apreciar como las líneas de corrientes que antes se desviaban lateralmente ahora fluyen sobre el ala sin sufrir ninguna desviación. El 'endplate' cumple con su función y evita que el fluido adquiera velocidad transversal. Como consecuencia es de esperar que por un lado aumente el coeficiente de 'lift' debido a que ya no se pierde fluido por los extremos y por otro lado se reduzca el coeficiente de "drag" debido a que la turbulencia que se genera ahora es menor. Este hecho se puede comprobar en la siguiente figura en la que se ve como la turbulencia que se crea en los laterales del ala ahora es mas pequeña que en el caso de ala simple.

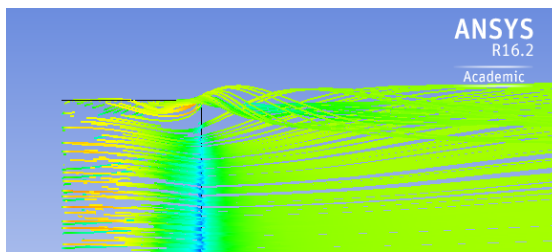


Figura 6.76 Trubulencia generada por el ala simple

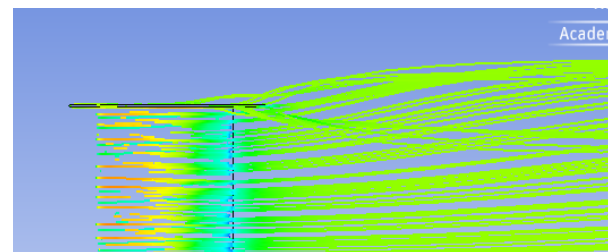


Figura 6.77 Turbulencia generada por el ala con 'endplates'

En las imágenes anteriores se compara la turbulencia creada por el ala simple y la generada por el ala con los 'endplates'. Se puede comprobar en primer lugar que efectivamente la turbulencia se ve reducida y como además las líneas de corriente no se desvían en ningún momento mientras que en el primer caso si lo hacen.

Gracias a todo lo comentado se consigue que el ala trabaje de una forma mucho más estable. Esto se evidencia si comparamos las distribuciones de presiones de la zona inferior del ala con y sin 'endplate'.

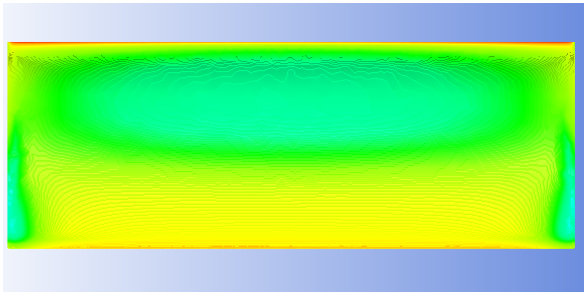


Figura 6.78 Distribución de presiones sobre la cara inferior del ala simple

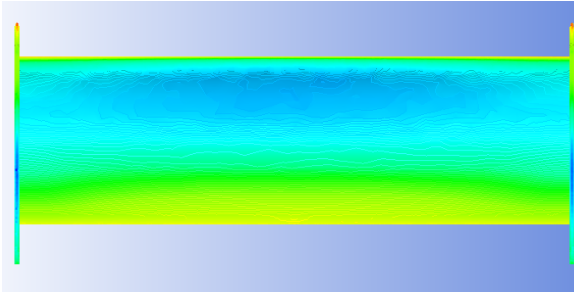


Figura 6.79 Distribución de presiones sobre la cara inferior del ala con 'endplates'

Podemos apreciar perfectamente como el ala simple mostraba zonas de depresión en los laterales que ahora ya no existen. Estas son consecuencia del fluido que proviene de la cara superior y que se acelera a medida que se aproxima a los extremos del ala buscando las zonas de baja presión. Esto da lugar a inestabilidad en el comportamiento e impide que la depresión se forme de manera uniforme bajo el ala. En la figura que incluye el 'endplate' se comprueba cómo han desaparecido las depresiones laterales y como ahora la depresión que se genera sobre esta cara es mucho más uniforme dando lugar a una situación más estable.

Por último se desea comprobar la mejora que comporta el uso de estas derivas de manera que se procede a presentar los resultados de los coeficientes aerodinámicos para poder compararlo con los obtenidos en el ala simple. Además se añade la curva de  $C_L$  obtenida en el caso de 2D para comprobar si al no existir desviación lateral los resultados se asemejan a los del caso de 2D en los cuales esta desviación tampoco existía.

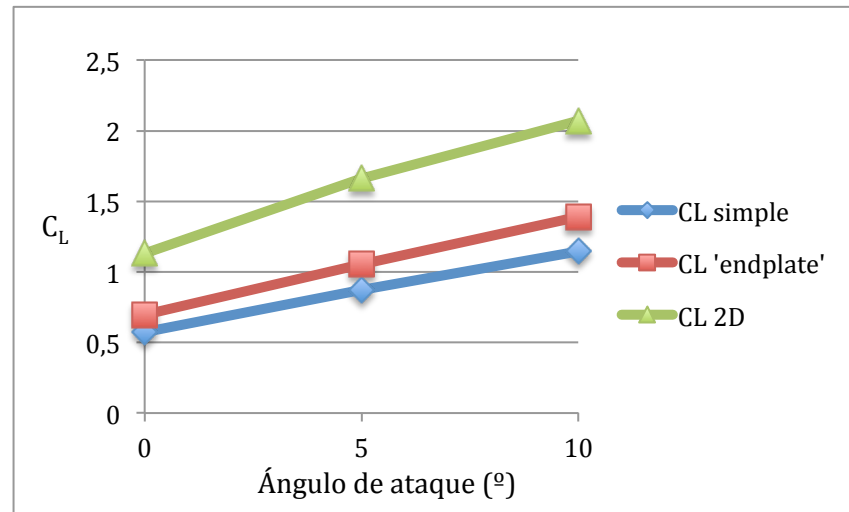


Figura 6.80  $C_L$  respecto el ángulo de ataque

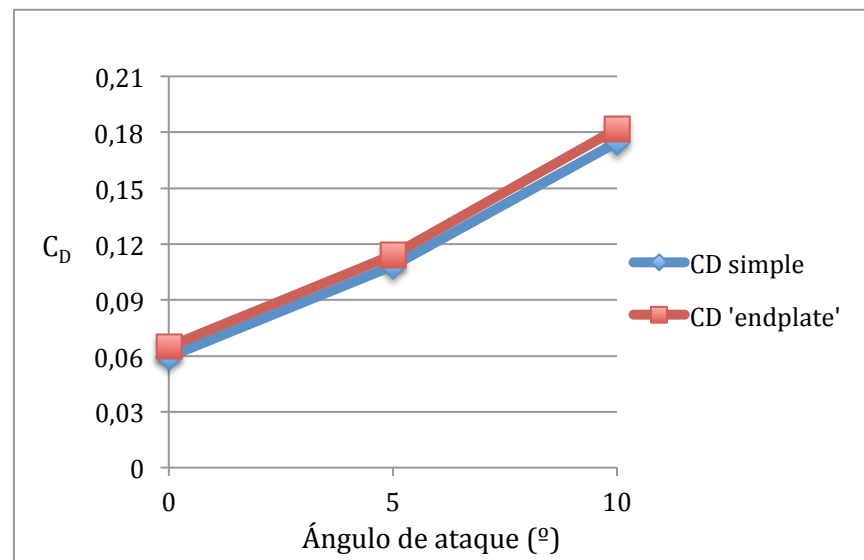


Figura 6.81  $C_D$  respecto el ángulo de ataque

En primer lugar comprobamos como el uso del 'endplate' supone un aumento en el coeficiente de 'lift' y como consecuencia en la carga aerodinámica que se obtendrá. En este caso no se trata de un aumento constante para todos los ángulos sino que este es mayor a medida que se aumenta la inclinación. Tiene sentido que esto ocurra ya que para ángulos pequeños la turbulencia que se genera es mucho menor y por lo tanto no existe una diferencia tan grande. Sin embargo cuando se alcanzan ángulos de ataque elevados se crea una situación muy inestable y de gran turbulencia de manera que si se utilizan los 'endplates' la mejora de carga aerodinámica es mucho mayor como se aprecia en los gráficos. Por otro lado comentar que pese a que los resultados obtenidos con 'endplate' se parecen más a los de 2D que a los del ala simple estos siguen sin ser demasiado similares.

Si ahora miramos el coeficiente de '*drag*' se mantiene prácticamente igual que en el caso del ala simple. De hecho este ha aumentado debido a que ahora existe mayor superficie que se opone al avance del fluido y mayor superficie sobre la cual se generan fuerzas de fricción como son los laterales del '*endplate*'.

Por último y en lo que hace referencia a la eficiencia aerodinámica ahora sí que observamos un claro aumento. Esto es debido a que hemos conseguido aumentar el coeficiente de '*lift*' pero esta vez sin penalizar en el de resistencia al avance. Por tanto se pasa de unas eficiencias de 9.66 y 6.56, con  $0^\circ$  y  $10^\circ$ , a eficiencias de 10.89 y 7.64 lo que supone un aumento del 12,7% y 16.4% respectivamente.

Para acabar con este elemento aerodinámico podemos concluir que:

- Consigue reducir la turbulencia y la desviación lateral del flujo.
- Se consigue una mayor eficiencia. Esto se ve reflejado en los coeficientes aerodinámicos ya que el ala con '*endplate*' consigue aumentar el  $C_L$  manteniendo prácticamente inalterable el  $C_D$ .

### 'Strakes'

A continuación se procede con el análisis de estos pequeños apéndices cuyo objetivo no dista mucho del de los '*endplates*'. En este caso sin embargo no se pretende frenar el flujo que se desvía con dos paredes laterales sino que se pretende guiarlo gracias al uso de lo que podríamos definir como "*endplate*' pequeños' situados a lo largo de todo el alerón. Estos '*strakes*' poseen una altura mucho menor que los '*endplates*' de manera que no se espera un aumento tan grande de carga aerodinámica pero si una situación más estable que la del ala simple y con cierta mejora de los coeficientes.

Para empezar es interesante mirar como fluyen las líneas de corriente sobre el alerón. En la figura 6.82 se pueden observar estas líneas de corriente y de fondo la distribución de presiones. De esta manera es más fácil visualizar las líneas de corriente dado que así no se confunden con las de la cara inferior.

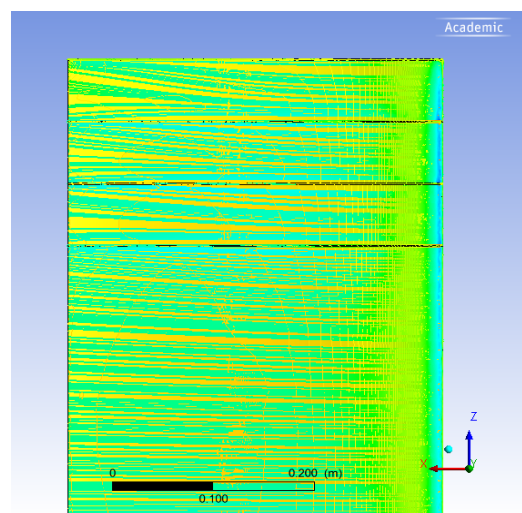


Figura 6.82 Líneas de corriente sobre el ala

En primer lugar vemos como los '*strakes*' consiguen impedir la desviación del fluido pero solo en ciertas zonas. En la figura se presenta solo la mitad del alerón y podemos dividirla en 4 regiones delimitadas por lo '*strakes*'. En la región central el fluido no se desvía prácticamente pero a medida que nos alejamos de esta se hace evidente que sería necesario instalar un '*strake*' más ya que el fluido comienza a desviarse. En la segunda región si vemos claramente como los '*strake*'s corrigen la trayectoria del fluido y lo mantienen recto en todo momento. El problema aparece cuando nos acercamos a las regiones más externas. Pese a que los '*strakes*' consiguen reducir la desviación del fluido éstos no tienen la altura suficiente para evitar que este pase de un lado al otro.

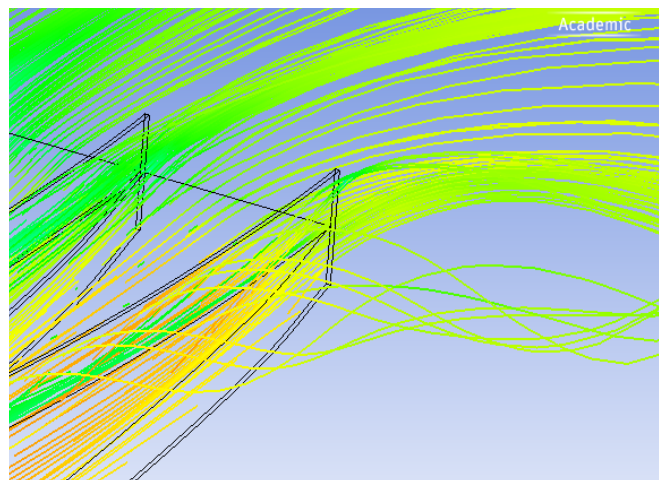


Figura 6.83 Líneas de corriente pasando sobre los '*strakes*'

En la figura 6.83 se puede apreciar claramente como las líneas de corriente pasan sobre los '*strakes*' buscando las zonas de baja presión.

Es momento de analizar qué influencia tienen los '*strakes*' sobre los coeficientes aerodinámicos. Para ello se comparan los valores de  $C_D$  y  $C_L$  del ala simple y del ala con '*strake*'s

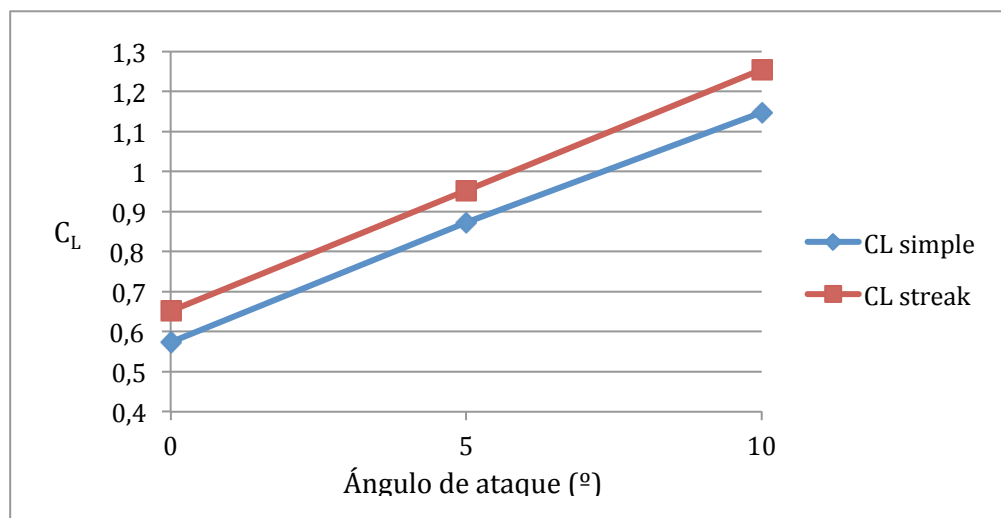


Figura 6.84  $C_L$  respecto el ángulo de ataque

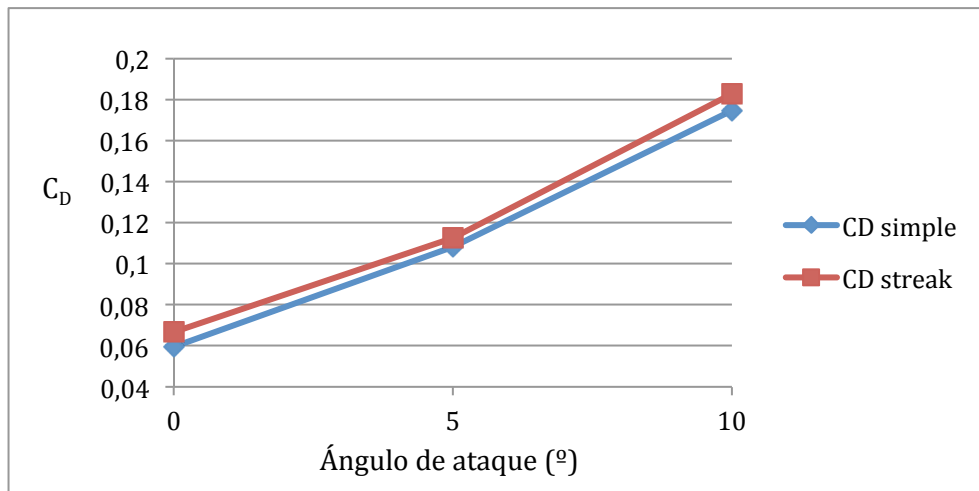


Figura 6.85  $C_D$  respecto el ángulo de ataque

Comprobamos como se consigue una mejora del coeficiente de sustentación respecto al ala simple. Como hemos podido ver esta mejora se deriva de que el fluido no se desvía gracias a la colocación de los 'strakes'. Aun así la mejora que se consigue con los ellos es considerablemente inferior que la que consiguen los 'endplates'. Estos últimos aumentan el  $C_L$  en un 20% mientras que los 'strakes' solo lo hacen en un 13.4%. Este hecho se debe a que pese a existir mas barreras a lo largo del ala estas son de menor tamaño y permiten que el fluido salte. Una mejora a tener en cuenta seria realizarlos de mayor altura. Si ahora miramos el coeficiente de 'drag' vemos que apenas se ve modificado ya que los 'strakes' diseñados son extremadamente estrechos, en concreto 1,5 mm, de manera que se genera poca resistencia al avance. Esto reafirma la idea de que unos 'strakes' más altos darían mejor rendimiento ya que se puede comprobar que el aumento de  $C_D$  que conllevan es muy pequeño.

Por último se desea comprobar la mejora que supondría utilizar 'strakes' pero solo sobre el ala y no en los extremos. Hasta ahora no sabemos qué parte de la mejora se debe al guiado del fluido sobre el ala y que parte se debe a los 'strakes' situados en los extremos que actúan a modo de 'endplate' pequeño. Para ello se instalan 'strakes' sobre el ala con 'endplate' y así podremos cuantificar si el guiado de fluido que proporcionan los 'strakes' centrales realmente mejora el rendimiento o si este solo se debe a los situados en los extremos.

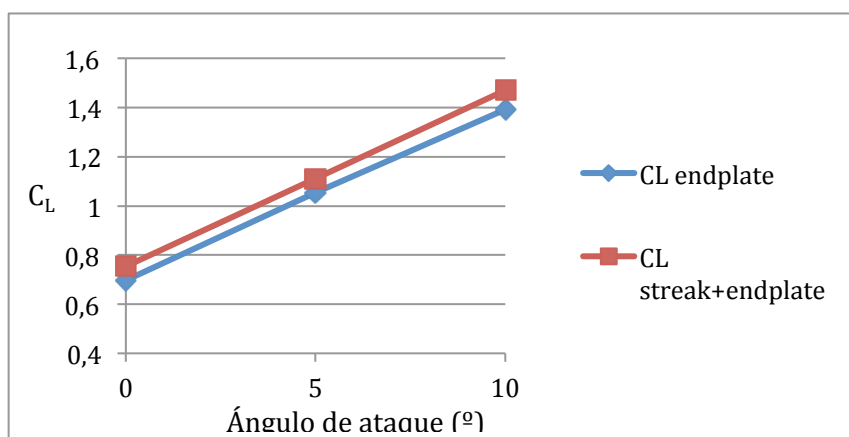


Figura 6.86  $C_L$  respecto el ángulo de ataque



Se puede comprobar que el alerón que incluye los '*strakes*' centrales obtiene valores de  $C_L$  mayores que el que incluye solo los '*endplates*'. El aumento de hecho es más o menos del 8% para todos los ángulos evidenciando así que, guiar el fluido sobre el ala, produce una mejora en el rendimiento del ala. De hecho si ahora calculamos la eficiencia del conjunto '*strakes*' + '*endplate*' obtenemos unos valores de 10.27 y 7.65 para ángulos de  $0^\circ$  y  $10^\circ$  respectivamente. Esto supone unas eficiencias prácticamente iguales que las del ala con '*endplate*' pero obteniendo valores de  $C_L$  mayores y por tanto mayor carga aerodinámica.

Se concluye por tanto que:

- Los '*strake*'s realizan correctamente la función de guiar al fluido a su paso sobre el ala.
- Pese a no evitar que el fluido se desvíe en los extremos por completo, debido a su escasa altura, hemos podido comprobar utilizando '*strakes*' junto a los '*endplates*' que los que no se sitúan en los extremos también consiguen una mejora en el rendimiento del ala.

### 'Endplate' F1

En este apartado se busca comparar en qué medida podemos mejorar el rendimiento del alerón utilizando un '*endplate*' más sofisticado. Se ha diseñado unas derivas semejantes a las que se utilizan en fórmula 1 pero mucho más sencillas ya que las reales cuentan con múltiples detalles que no se simulan en este proyecto.

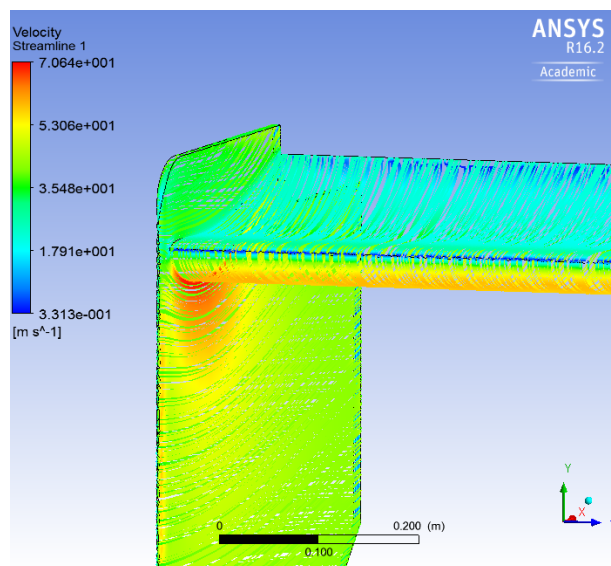


Figura 6.87 Líneas de corriente sobre el alerón de F1

Para empezar se muestran las líneas de corriente a su paso por la cara superior del alerón. Como ya pasaba con el '*endplate*' sencillo las líneas de corriente no se desvían

consiguiendo dar mayor estabilidad al alerón. Es interesante comparar las distribuciones de presiones que se crean bajo el ala utilizando cada tipo de 'endplate'. Ya comentamos que gracias al 'endplate' la distribución de presiones que se crea es mas uniforme traduciéndose en menores turbulencias. Si ahora miramos la del alerón de F1 comprobamos que esto también ocurre y que además se alcanzan presiones menores en toda la parte delantera del ala. Como ya sabemos esto se traduce en una diferencia de presiones más grande y consecuentemente una mayor carga aerodinámica.

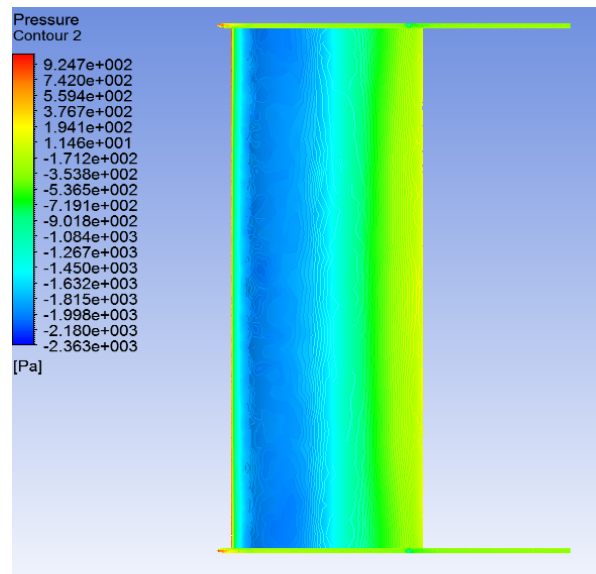


Figura 6.88 Distribución de presiones sobre la cara inferior del alerón de F1

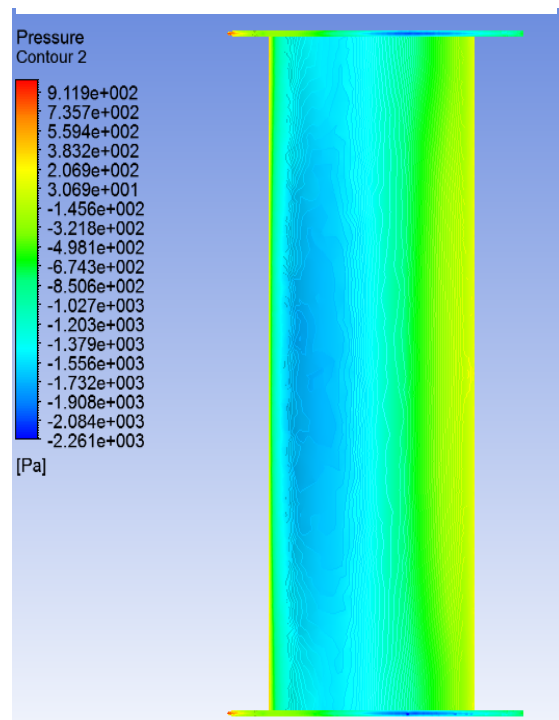


Figura 6.89 Distribución de presiones sobre la cara inferior del alerón de F1

Es momento de analizar los resultados de los coeficientes aerodinámicos. En este caso se compararan los resultados del ala simple, el 'endplate' sencillo y el de F1.

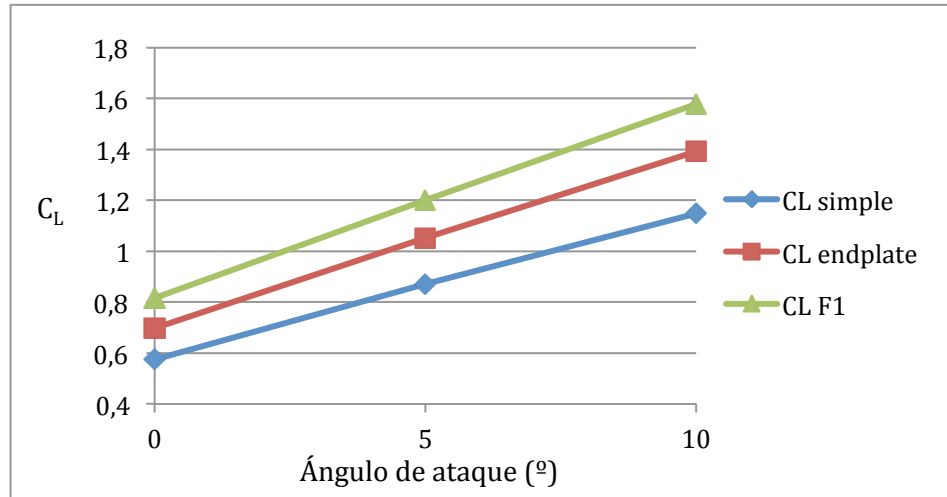


Figura 6.90  $C_L$  respecto el ángulo de ataque

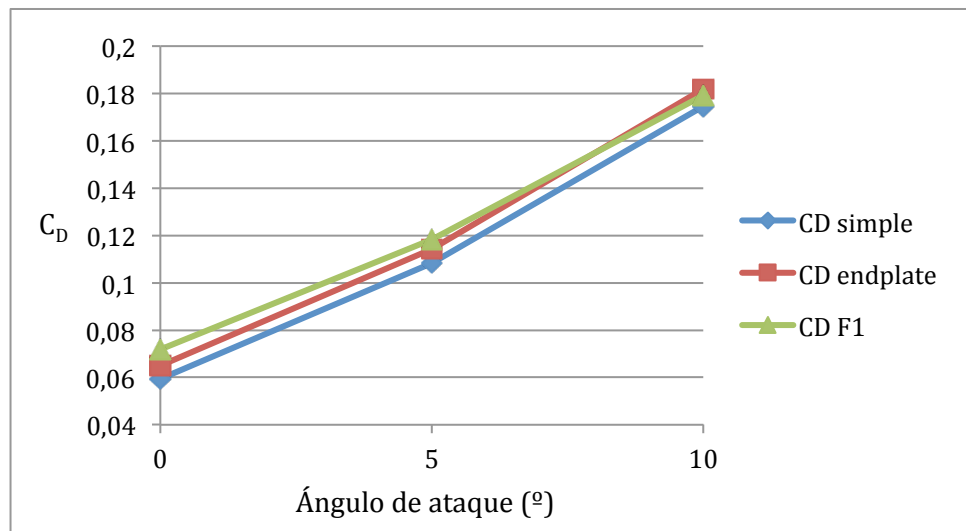


Figura 6.91  $C_D$  respecto el angulo de ataque

Vemos como con el 'endplate' de F1 se obtiene un valor de  $C_L$  todavía mayor que con el simple. En concreto este coeficiente ha aumentado un 17% en el caso de 0°. A medida que aumentamos el ángulo de ataque podemos ver como la diferencia entre los  $C_L$  de ambos 'endplates' se hace más grande. Si ahora lo comparamos con el ala simple resultan unos aumentos para 0°, 5° y 10° de 42%, 37% y 38% respectivamente. Colocando unas derivas laterales con un grado de complejidad más elevado se consigue aumentar la carga aerodinámica casi en un 50%. Este aumento supone una gran mejora en el rendimiento y

con un 'endplate' de F1 real todavía sería mayor. Es fácil comprender ahora porque los equipos de F1 invierten tanto dinero y tiempo en mejorar la aerodinámica del coche.

En cuanto al  $C_D$  sorprende el hecho de que a medida que aumenta el ángulo de ataque las diferencias entre este coeficiente con 'endplate' de F1 y el ala simple se van reduciendo hasta el ángulo de  $10^\circ$  en el cual son prácticamente iguales. Podríamos pensar que al existir mayor superficie que se opone al avance del fluido el  $C_D$  debería ser siempre mayor, pero no es así. El diseño de este 'endplate' es capaz de reducir de manera importante la turbulencia generada dando lugar a un ala mucho más estable y que por tanto presenta menos resistencia al avance.

Haciendo referencia a la eficiencia del alerón si la calculamos en el punto de menor resistencia, es decir  $0^\circ$ , se obtiene un valor de 11.2 lo que se encuentra por encima de cualquier otra calculada hasta el momento. Con  $10^\circ$  de inclinación esta se mantiene en 8.8. Estos valores se encuentran incluso por encima de los obtenidos mediante el uso de la combinación de 'strakes' y 'endplate'.

### Ranuras del 'endplate'

Por último se desea comprobar si las pequeñas ranuras descritas anteriormente son capaces de mejorar el rendimiento del ala. Por otra parte también podremos ver si con el nivel de simulación que nos permite la versión académica es suficiente para captar las diferencias que conlleva el uso de este elemento.

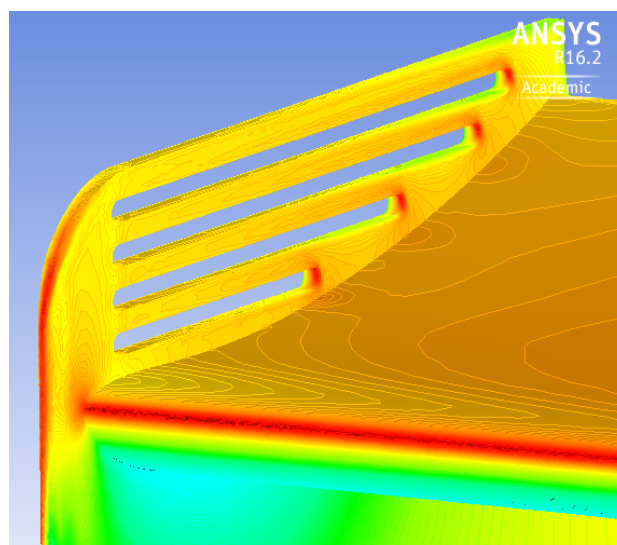


Figura 6.92 Distribución de presiones sobre las ranuras del alerón de F1

En la figura anterior se puede observar la distribución de presiones que se genera alrededor de las ranuras. Se puede apreciar que se generan puntos de presión elevada allá donde el fluido impacta con el final de las ranuras y otros de baja presión debido a que el fluido se acelera al pasar a través de ellas buscando la zona de menor presión. Parece por tanto que existe una transferencia de fluido entre los dos lados del 'endplate' que pretende equilibrar presiones y hacer el alerón más estable.

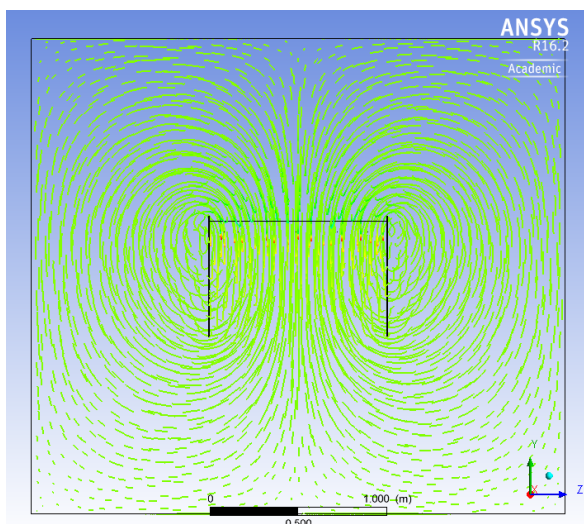


Figura 6.92 Líneas de corriente alrededor del alerón de F1

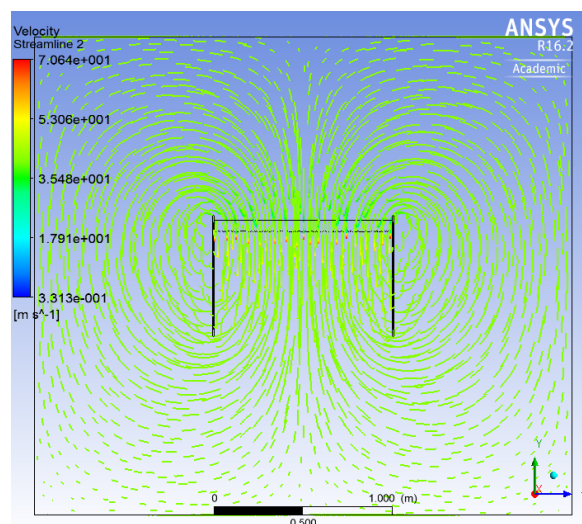


Figura 6.93 Líneas de corriente alrededor del alerón de F1 con ranuras

Si nos fijamos en las figuras 6.92 y 6.93 a simple vista es difícil encontrar alguna diferencia entre las líneas de corriente del alerón con ranuras y el que no las tiene. Parece que la turbulencia generada es muy similar en ambos casos. Para poder ver si existe alguna diferencia real en el rendimiento del alerón es necesario analizar los coeficientes aerodinámicos que se obtienen en cada caso. Para el 'endplate' con ranuras solo se compara el ángulo de  $10^\circ$  ya que si el ala tiene menos inclinación no es posible incluir las ranuras por falta de espacio.

	CON ranuras	SIN ranuras
CL	1,7047	1,5789
CD	0,1886	0,1792

Tabla 2 Coeficientes aerodinámicos del alerón de F1

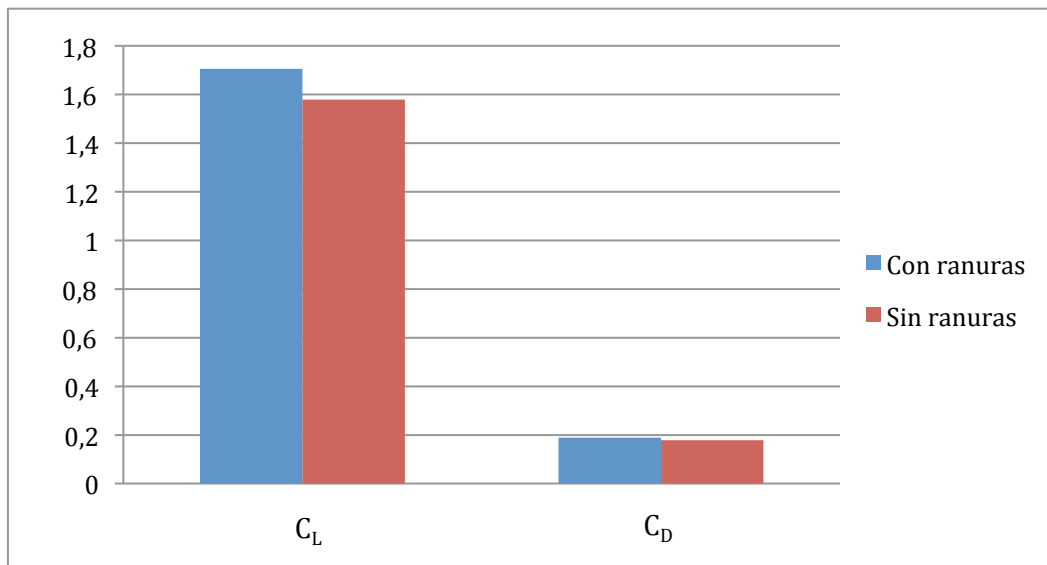


Figura 6.94 Coeficientes aerodinámicos de los alerones de F1 con y sin ranuras

Ya con los datos sobre la mesa podemos decir que el uso de estas ranuras sí que supone una mejora de las prestaciones del alerón. Vemos como el  $C_L$  ha aumentado un 8% mientras que el  $C_D$  lo hace en un 5.2%. Este aumento del coeficiente de 'drag' es debido al fluido que impacta perpendicularmente contra las ranuras al fluir de un lado al otro. Por otro lado se consigue un coeficiente de 'lift' mayor, gracias a la mayor estabilidad que se consigue equilibrando las presiones de ambos lados del 'endplate'. Al aumentar el coeficiente de 'lift' en mayor medida que el de 'drag' se consigue por tanto un aumento de la eficiencia situándose está ahora en 9 mientras que antes era 8.8.

Se puede concluir por tanto que:

- Incluir las ranuras sobre el 'endplate' supone una mejora real de rendimiento.
- Hemos podido comprobar cómo con el nivel de simulación que se trabaja, que no es muy elevado, se consigue detectar las diferencias que supone el uso de apéndices tan pequeños como este.

#### 6.2.2.5. Análisis de fuerzas

Para concluir con el estudio se desea presentar de forma conjunta los resultados de fuerzas aerodinámicas obtenidos. En el caso de 3D se ha utilizado CFX para las simulaciones y este no tiene una opción por defecto para monitorizar los coeficientes. Es por eso que todos los cálculos de coeficientes se han realizado a partir de los valores de fuerza calculados por el programa CFX y que se presentan a continuación.

Este análisis nos permite ver los resultados obtenidos por cada tipo de alerón y compararlos

todos a la vez. Ambos coeficientes han sido calculados con el área en planta del ala de manera que la comparación entre coeficientes y fuerzas resulta ser la misma. Para comenzar se separan los resultados obtenidos en función de la velocidad del fluido.

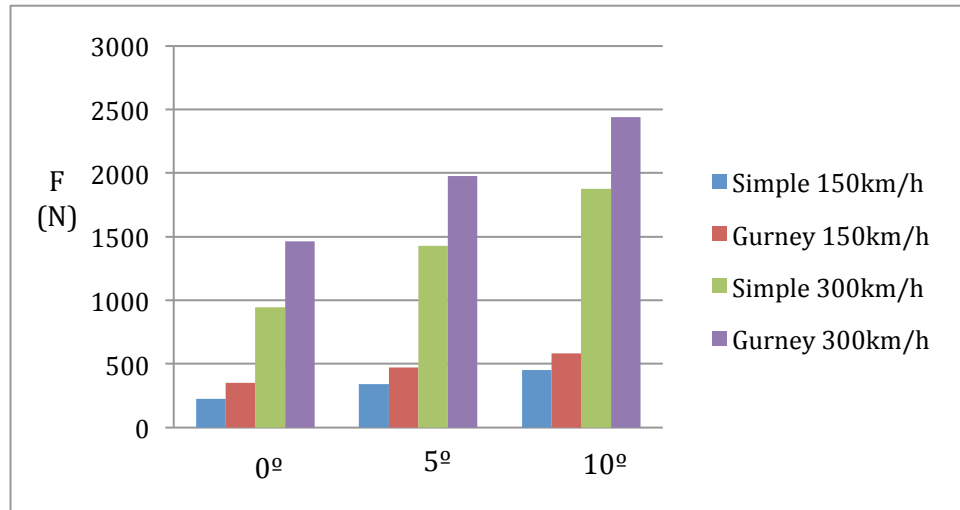


Figura 6.95 Fuerza de 'lift' según la velocidad del fluido

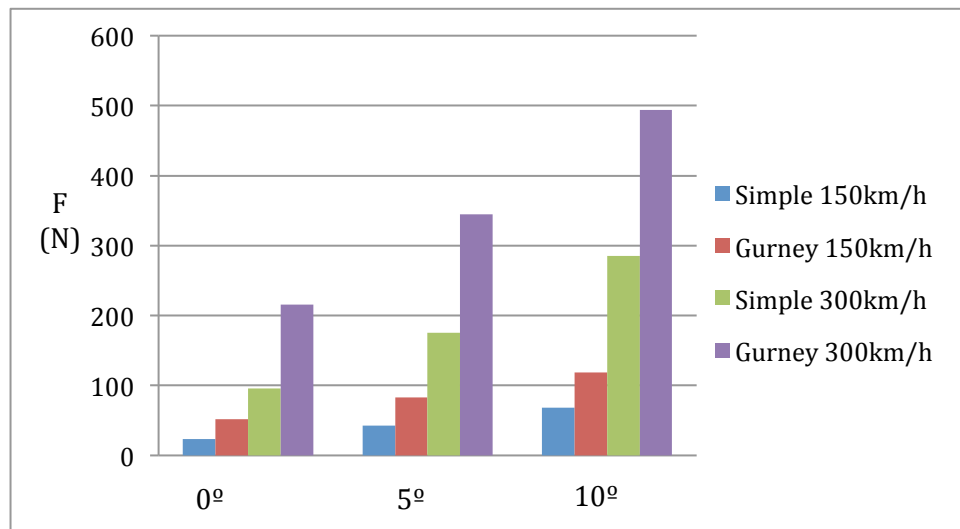


Figura 6.96 Fuerza de 'drag' según la velocidad del fluido

En primer lugar se observa como con 300 km/h se obtienen fuerzas entre 4.1 y 4.2 veces mayores para todos los ángulos en ambos coeficientes. La diferencia que existe entre fuerzas a estas dos velocidades es proporcional al aumento de velocidad. En la formula la velocidad esta elevada al cuadrado así que si ahora trabajamos con el doble de velocidad obtendremos valores de fuerza  $2^2$  veces mayores lo cual cuadra perfectamente con los resultados. Se concluye que el comportamiento del ala es el mismo con ambas velocidades ya que simplemente se consigue un aumento proporcional al aumento de velocidad.

Por otro lado podemos ver como la diferencia que existe entre los coeficientes del ala simple y el ala con gurney es mucho mayor en el caso del  $C_D$ . Mientras que las fuerzas de 'lift' generadas por el ala simple suponen entre un 70% y 77% de las generadas por el ala gurney en el caso de fuerzas de resistencia al avance las del ala simple solo suponen entre el 50 y 57% de las generadas por al 'flap' gurney. Se puede deducir de aquí el 'flap' Gurney aumenta en mayor medida el coeficiente de 'drag' que el de 'lift'.

En segundo lugar se desea realizar una comparativa más interesante todavía. A continuación se presentan los valores de fuerzas obtenidos por cada modelo de alerón y además se presentan los resultados obtenidos por la combinación de varios elementos aerodinámicos. De esta manera si podremos ver que alerón ofrece mejores prestaciones y cual es mas útil para cada situación. En este caso se escoge la velocidad de 150 km/h para presentar los resultados.

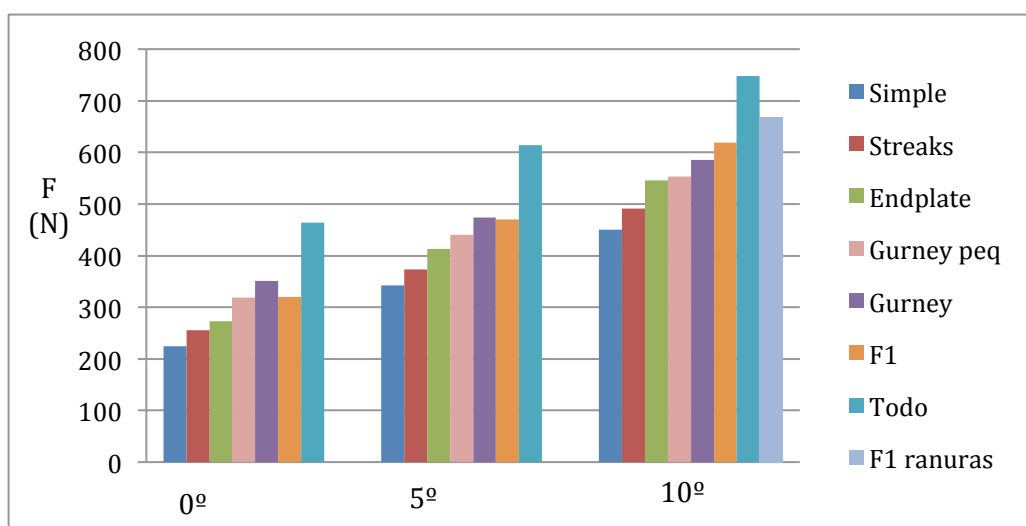


Figura 6.97 Fuerzas de 'lift' en función del modelo de alerón

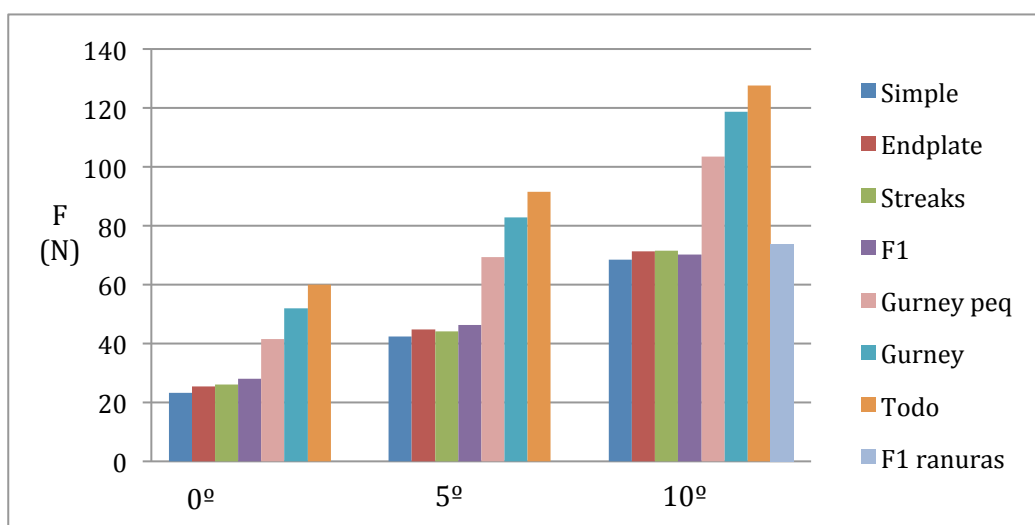


Figura 6.98 Fuerzas de 'drag' en función del modelo de alerón



Para empezar se comenta que se ha añadido al gráfico los resultados obtenidos por la unión de todos los elementos aerodinámicos y además se incluye los resultados obtenidos por un *'flap'* Gurney de dimensiones menores. Este último se añade para comprobar si reduciendo sus dimensiones se consigue mejorar la eficiencia del ala.

En primer lugar y haciendo referencia al  $C_L$  observamos como todos los elementos que se añaden suponen una mejora en este coeficiente. Destaca por ejemplo el *'endplate'* de F1 que para ángulos pequeños presenta valores inferiores a los del *'flap'* Gurney pero a medida que aumentamos el ángulo de ataque este se sitúa por encima del *'flap'*. Esto como ya dijimos es debido a que con ángulos grandes se genera mayor inestabilidad y el *'endplate'* de F1 está diseñado para reducirla al máximo obteniendo valores mejores que los del resto de alerones en estas condiciones. Si ahora lo comparamos con este mismo pero con ranuras vemos que estas si suponen una mejora real en el coeficiente de sustentación. Con el *'endplate'* sencillo ocurre algo similar, al aumentar el ángulo de incidencia también aumenta en mayor medida el coeficiente. Queda claro por tanto que ambos *'endplates'* expresen todo su potencial cuando la inestabilidad y turbulencias que se generan sobre el ala son mayores.

En cuanto a la reducción de tamaño del *'flap'* Gurney vemos que ahora se obtienen valores de  $C_L$  ligeramente inferiores. Por último se ha ensayado el ala con todos los elementos aerodinámicos y de esta manera se consiguen los  $C_L$  más grandes hasta el momento. Este aumento como es lógico es mucho mayor que el que se obtiene al añadir solo un elemento.

Si ahora nos fijamos en el coeficiente de *'drag'* veremos que existe una gran diferencia entre los alerones que incluyen el *'flap'* Gurney y los que no. Mientras el uso de *'strakes'* o *'endplates'* no hacen variar prácticamente el  $C_D$ , el uso del *'flap'* supone un aumento de la fuerza del 55% con  $0^\circ$  y del 74% con  $10^\circ$ . Reduciendo sus dimensiones se consigue disminuir ligeramente este coeficiente pero sin ser una diferencia significativa. El resultado es un aumento de eficiencia con  $10^\circ$  de 0.4. Se confirma que el *'flap'* Gurney aumenta en mayor medida el  $C_D$  que el  $C_L$  dando lugar a eficiencias menores. En este caso el alerón que incluye todos los elementos vuelve a ser el que da lugar a valores más altos del coeficiente.

Por último se desea analizar la eficiencia de cada alerón para compararlas entre sí. Se proporciona una tabla con estos valores para los ángulos de inclinación 5 y 10 ya que sería en este rango en el que se utilizarían los alerones en una competición real.

	Simple	Gurney	Gurn peq.	'Strakes'	'Endplate'	Todo	F1	Ranuras
5º	8,05	5,7	6,3	8,5	9,2	6,7	10,2	-
10º	6,6	4,9	5,3	6,7	7,6	5,7	8,8	9

Tabla 3 Coeficientes aerodinámicos para cada modelo

Como se puede observar las eficiencias más pequeñas se obtienen utilizando el '*flap*' Gurney. Hemos visto como este supone un aumento muy importante en el  $C_L$  pero todavía mayor en el  $C_D$  reduciendo así su eficiencia. Solo cuando se combina este con todos los otros elementos, se consigue aumentar su eficiencia, ya que estos aportan mayor '*lift*' pero sin penalizar el '*drag*' como si hace el '*flap*'. En cualquier caso el '*flap*' penaliza y se obtienen eficiencias menores que las del ala simple. Por otro lado, utilizando cualquier apéndice aerodinámico que no sea el '*flap*' Gurney se consigue aumentar la eficiencia del ala en mayor o menor medida. Los '*strakes*' son los que suponen un aumento menor mientras que el '*endplate*' si suponen una diferencia significativa. Dentro de los '*endplates*' el de F1 es el que da como resultado la mayor eficiencia. Si a este le añadimos las ranuras laterales se alcanza la mejor eficiencia con  $10^\circ$  siendo esta de 9. Por tanto se ha conseguido aumentar la eficiencia del ala en 2.4 añadiendo unos '*endplates*' de F1 con sus ranuras correspondientes.

Se puede concluir por tanto que:

- El alerón que ofrece mejores resultados es el similar al de los coches de F1. Como era de esperar su mayor sofisticación en el diseño permite dar como resultado mejores prestaciones.
- Se comprueba que como elemento aerodinámico el '*endplate*' es el que supone una mayor diferencia sobre todo para ángulos grandes en los que se genera mucha turbulencia.
- Los '*strakes*' pese a no suponer un aumento muy grande en el  $C_L$  se ha podido comprobar como si son eficaces guiando el fluido sobre el ala y en cualquier caso suponen un aumento de eficiencia para el alerón.
- A pesar de que se han conseguido simular correctamente todos los fenómenos que se derivan del '*flap*' Gurney, este no ha dado el rendimiento esperado ya que la eficiencia del ala se ha visto reducida siempre que este se incluía en el diseño.

## 7. Análisis económico

Para concluir se lleva a cabo un análisis económico del proyecto basándose en estimaciones y datos de otros proyectos similares a este.

Este proyecto como se ha podido comprobar se basa en el estudio y posterior análisis de resultados de manera que la mayor parte del presupuesto va dirigido a los costes ingenieriles. El tiempo invertido en el proyecto se puede dividir según las tareas llevadas a cabo en cada caso dando lugar a precios diferentes en función del trabajo realizado.

Otra parte muy importante del presupuesto la completan las licencias necesarias para el uso de los programas utilizados durante el proyecto. Las licencias de los programas ANSYS Workbench y SolidWorks se deben pagar anualmente a parte del coste del propio programa. Por tanto al coste del programa en si deberemos añadir la licencia durante un año. Además para la realización del proyecto es necesario un ordenador sobre el que se utilizaran estos programas de manera que también se incluye dentro del presupuesto.

A parte de estos dos bloques principales, que son los que dan cuerpo al presupuesto total, se quiere añadir un pequeño margen para los posibles imprevistos que pudieran surgir.

A continuación se presenta una tabla con los costes desglosados y con el presupuesto total de la realización del proyecto.

Ingeniería	Precio	Cantidad	Total
<b>Total</b>	30 €/h	400 h	<b>12.000 €</b>

Software	Precio	Vida útil	Uso	Precio
ANSYS Workbench	10.000 €	-	210 h	10.200 €
Licencia ANSYS Workbench	4.000 €	1 año		
SolidWorks	5.000 €	-	90 h	5050 €
Licencia SolidWorks	1.000 €	1 año		

Ordenador	1.500 €	5 años	400 h	40 €
<b>Total</b>	-			<b>15.290 €</b>

<b>Resumen de gastos</b>	<b>Precio</b>
Ingeniería	27.290 € (1)
Software	
Imprevistos (2% de 1)	546 €
Total antes de impuestos	27.836 € (2)
Beneficio industrial (5% de 2)	1.392 €
I.V.A (21% de 2)	5.846 €
<b>Total después de impuestos</b>	<b>35.075 €</b>

*Tabla 4 Presupuesto del proyecto*

## 8. Impacto ambiental

En la realización de este proyecto no se ha llegado a construir ningún tipo de maqueta de manera que no existe un impacto ambiental directo en cuanto a materiales utilizados. Gracias al uso de programas CFD conseguimos ahorrarnos el hecho de tener que construir maquetas para posteriormente ensayarlas en el túnel de viento donde además se consumen cantidades de energía muy grandes. Sería necesario en ese caso estudiar la procedencia de esa energía para poder medir su impacto ambiental.

En este caso el mayor impacto ambiental viene dado por los materiales utilizados en la fabricación de los ordenadores. En muchas ocasiones estos si se tienen que remplazar no es posible su reutilización o aprovechamiento ya que no son reciclables. Por otro lado el consumo de energía es mínimo ya que solo se utiliza un ordenador y a pesar de las horas dedicadas no llega a ser significativo su impacto en el medio ambiente.

Por último destacar que el uso de papel que se ha realizado durante el proyecto ha sido de papel reciclado. Los comentarios y anotaciones que se hacían durante las simulaciones no requieren de una presentación muy pulcra de manera que se utiliza este tipo de papel.

## 9. Conclusiones

Gracias a todo el estudio previo y tras realizar por completo el análisis aerodinámico de todos los modelos podemos extraer diversas conclusiones.

En primer lugar y haciendo referencia al estudio en 2D podemos decir que se ha cumplido con los objetivos. Por una parte se ha conseguido realizar un modelo que obtiene unos resultados de coeficientes aerodinámicos muy similares a los que proporciona la base de datos '*airfoiltools*'. Gracias al estudio de diferentes mallados se ha conseguido comprender la importancia que tiene sobre el estudio la elección de los parámetros de mallado adecuados. Podemos decir por tanto que se ha conseguido construir un modelo que proporciona resultados veraces dentro de lo que supone un estudio en 2D.

Por otro lado y gracias al estudio que se ha realizado en 3D se ha podido comparar los resultados obtenidos mediante los análisis bidimensional y tridimensional. Se ha comprobado en primer lugar que los resultados que ofrece un estudio en 2D, pese a concordar con los de la base de datos, distan mucho de ser realistas. Añadir una tercera dimensión supone la aparición de ciertos fenómenos que un análisis bidimensional es incapaz de percibir impidiendo así obtener resultados realistas. En segundo lugar se ha hecho evidente la diferencia de tiempo que requiere cada uno de los análisis siendo el tiempo de los de 2D muchos menor.

Es por eso que podemos concluir que de ser necesario un estudio de mucha precisión se recomienda realizar un estudio en 3D. Aun así podemos decir que debido al ahorro de tiempo que supone, si el análisis que se realiza solo es orientativo, un estudio bidimensional se presenta como una buena opción.

En segundo lugar, el análisis tridimensional nos ha permitido visualizar las diferencias de comportamiento de varios elementos aerodinámicos y gracias a ello extraer algunas conclusiones. En primer lugar podemos decir que se ha conseguido reproducir con elevada exactitud el comportamiento real del flujo ante estos elementos. Se ha comprobado como un diseño más depurado de un mismo elemento es capaz de repercutir de manera notable en el funcionamiento de un alerón.

Gracias al estudio de fuerzas que se realiza al final del proyecto podemos ver que alerón ofrece mayor rendimiento y en qué condiciones. Se ha comprobado en primer lugar que al aumentar el ángulo de ataque la eficiencia del alerón se reduce y que esta no varía al aumentar la velocidad dentro del rango habitual de funcionamiento de un coche de competición. Por otro lado se concluye que los '*endplates*' son el elemento que produce un mayor aumento en la eficiencia del alerón y se comprueba la efectividad de un diseño más

complejo como los utilizados en F1.

Gracias a todo lo comentado anteriormente podemos concluir que se han cumplido los objetivos planteados al inicio del proyecto tanto a nivel de expectativas personales como a nivel de resultados. Un último paso sería realizar un ensayo con una maqueta a escala que permitiera corroborar la veracidad de los resultados.



## 10. Bibliografía

- [1] <http://newatlas.com/go/4221/>
- [2] <http://www.historiadelaautomovilismo.es/chaparral-2e/>
- [3] <http://slotblog.net/topic/11357-chaparral-2e/>
- [4] [http://educativa.catedu.es/44700165/aula/archivos/repositorio/4750/4918/html/22\\_ecuacin\\_de\\_continuidad.html](http://educativa.catedu.es/44700165/aula/archivos/repositorio/4750/4918/html/22_ecuacin_de_continuidad.html)
- [5] <https://hernanleon1002.wordpress.com/fisica-de-fluidos-y-termodinamica/segundo-corte/marco-teorico/principio-bernoulli/>
- [6] <http://www.monografias.com/trabajos6/vuco/vuco2.shtml>
- [7] <http://blade1.uniquindio.edu.co/uniquindio/ntic/trabajos/4/c4g2helimodelismo/subpaginas/aerodinamica/fuerza.htm>
- [8] <http://rabfis15.uco.es/lvct/tutorial/41/tema10/tema10-5.htm>
- [9] <http://materias.fi.uba.ar/6718/Problemas/a%20revisar/adimensional.pdf>
- [10] <http://www.gunt.de/es/productos/hidraulica-para-ingenieros-civiles/fundamentos-de-mecanica-de-fluidos/flujo-en-tuberias/friccion-de-tubo-en-un-flujo-laminar-turbulento/070.15001/hm150-01/glct-1:pa-150:ca-176:pr-548>
- [11] <http://www.schultzengineering.us/aero.htm>
- [12] <http://diccionario.raing.es/es/lema/eficiencia-aerodin%C3%A1mica>
- [13] <http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/fluidos/dinamica/viscosidad/viscosidad.htm>
- [14] <https://paddockclubformula1.com/2015/01/17/el-gurney-flap-ese-gran-desconocido/>
- [15] <http://juandelacuerva.blogspot.com.es/2008/03/capa-lmite.html>
- [16] [https://www.princeton.edu/~asmits/Bicycle\\_web/blunt.html](https://www.princeton.edu/~asmits/Bicycle_web/blunt.html)
- [17] <http://www.monografias.com/trabajos82/teoria-capa-lmite-sustentacion-arrastre/teoria-capa-lmite-sustentacion-arrastre2.shtml>

- [18] <http://engineering-references.sbaivent.com/fluid-mechanics/boundary-layer.php#.WbZzksYrx0s>
- [19] <https://thejudge13.com/2017/03/09/2017-mclaren-honda-now-mclaren-renault/>
- [20] <http://www.clasicosalvolante.es/teo-martin-motorsport-presenta-su-equipo-para-esta-temporada/>
- [21] <https://thef1poet.wordpress.com/2014/01/28/f1-2014-winter-test-first-on-circuit-images-with-close-ups-jerez/>
- [22] <https://albrodpulf1.wordpress.com/2014/06/20/galeria-tecnica-de-fotos-temporada-2014-gran-premio-de-austria-viernes/>
- [23] <https://www.motor.es/formula-1/el-flap-gurney-sencillo-pero-muy-efectivo-201521169.html>
- [24] <http://heli-air.net/2016/02/26/gurney-flaps/>
- [25] <https://thejudge13.com/2013/02/24/f1-forensics-slats-and-vortex-generators/>
- [26] <https://www.publicacionesfac.com/index.php/cienciaypoderaereo/article/view/4/106>
- [27] <http://airfoiltools.com>
- [28] <http://www.unirioja.es/cu/manuruiz/simulacion%20que%20es%20cf.html>
- [29] <https://www.cfd-online.com/Forums/main/75554-use-k-epsilon-k-omega-models.html>